

DISEÑO, DESARROLLO Y PRUEBAS DEL SISTEMA DE RECUPERACIÓN
PARA EL COHETE SONDA LIBERTADOR I.

LEUDY ELIANA CASTILLO VARGAS
NIXON ALEXIS JIMÉNEZ CHOCONTÁ

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2014

DISEÑO, DESARROLLO Y PRUEBAS DEL SISTEMA DE RECUPERACIÓN
PARA EL COHETE SONDA LIBERTADOR I.

LEUDY ELIANA CASTILLO VARGAS
NIXON ALEXIS JIMÉNEZ CHOCONTÁ

Trabajo de grado para optar el título profesional de Ingeniero Aeronáutico

Director:
Jhonathan Orlando Murcia Piñeros
MSc. Ciencias-Astronomía

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2014

Nota de aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C (29,Mayo,2014)

Dedicamos este trabajo de antemano a DIOS por guiarnos y acompañarnos en este proceso de nuestras vidas y a nuestros padres y hermanos por darnos fuerzas y apoyo en los momentos más difíciles.

Leudy Eliana Castilo Vargas

Nixon Alexis Jiménez Chocontá

AGRADECIMIENTOS

Primordialmente damos gracias a Dios por ser quien guía los cimientos de nuestros proyectos y triunfos día a día brindándonos su bendición y amor incondicional, a nuestras familias porque gracias a ellos hoy con orgullo cumplimos una de las metas que trazan el camino ascendente de nuestras vidas así mismo, les agradecemos a ellos por las personas ejemplares y dignas que somos hoy por su dedicación como padres, hermanos y amigos.

Brindamos un agradecimiento inmensamente especial a nuestro asesor el MSc. en ciencias-Astronomía JHONATHAN ORLANDO MURCIA PIÑEROS por su guía e instrucción en las ciencias del estudio de este campo poco explorado en el país, a la Fundación Universitaria Los Libertadores por ofrecernos su servicio, instalaciones e instrumentos como institución educativa. A todo el grupo de docentes que hicieron parte de nuestro aprendizaje durante el transcurso de nuestra carrera profesional. Al PhD. CERON por sus contribuciones y sugerencias para el desarrollo de este proyecto. Al PhD. SHUN TAKAHASHI por transmitirnos un poco de su conocimiento en fluidos y simulaciones computacionales. Al ingeniero SAULO GÓMEZ por instruirnos en el inicio de este proceso en las simulaciones computacionales y por ultimo a todas las personas que vivieron con nosotros la experiencia y realización de este proyecto.

CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	29
OBJETIVOS	30
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	31
2. JUSTIFICACIÓN	32
3. MARCO TEÓRICO	33
3.1 ANTECEDENTES	33
3.1.1. Paracaídas antes del siglo xx.	33
3.1.2. Siglo xx.	37
3.1.3. Paracaídas deportivos	38
3.1.4. Desarrollo espacial	40
3.1.5. Otras aplicaciones	52
4. CONFIGURACIÓN DEL PARACAÍDAS	57
4.1. CARGA (PAYLOAD)	58
4.2. ACOUPLE (<i>RISER</i>)	60
4.3. ESLABÓN GIRATORIO (<i>SWIVEL</i>)	61
4.4. ARNÉS (<i>HARNESS</i>)	61
4.5. LÍNEAS DE SUSPENSIÓN (<i>SUSPENSION LINES</i>)	62
4.6. LÍNEA DE FRENO (<i>BRIDLE</i>)	62
4.7. TOLDO (<i>CANOPY</i>)	62
4.8. FALDA (<i>SKIRT</i>)	62
4.9. PARACAÍDAS PILOTO (<i>PILOT CHUTE</i>)	63
4.10. BOLSA (<i>BAG</i>)	63
4.11. LÍNEA ESTÁTICA (<i>STATIC LINE</i>)	64
4.12. CORDÓN DE RUPTURA (<i>BREAK CORD</i>)	65
4.13. FUNDA (<i>SLEEVE</i>)	65
4.14. AGUJERO DE ESTABILIDAD (<i>VENT</i>)	66
4.15. GAJO (<i>GORE</i>)	66
4.16. TIPOS DE PARACAÍDAS EXISTENTES	68
5. PRINCIPIOS DE FUNCIONAMIENTO DE LOS PARACAÍDAS	69
5.1. TEORÍA DE CONTINUIDAD	69

5.1.1.	Flujo compresible.	69
5.1.2.	Flujo incompresible.	69
5.2.	LEYES DE MOVIMIENTO DE NEWTON	70
5.2.1.	Primera ley de Newton (Inercia).	70
5.2.2.	Segunda ley de Newton (principio fundamental de la dinámica).	70
5.2.3.	Tercera ley de Newton (principio de acción reacción).	72
5.3.	ECUACIÓN DE BERNOULLI.	72
5.4.	FUERZAS QUE ACTÚAN EN UN CUERPO EN MOVIMIENTO A TRAVÉS DEL AIRE	75
5.4.1.	Cuerpo simétrico axialmente.	75
5.4.2.	Cuerpo asimétrico.	76
5.5.	EQUILIBRIO DE FUERZAS EN DESCENSO ESTABLE EN PARACAÍDAS	80
5.6.	PRUEBAS EN EL TÚNEL DE VIENTO	82
5.6.1.	Túnel de viento de sección de pruebas abierto.	83
5.6.2.	Túnel de viento de circuito abierto sin retorno.	84
5.6.3.	Túnel de viento de circuito cerrado.	84
5.7.	RENDIMIENTO Y CARACTERÍSTICAS DE LOS PARACAÍDAS	85
5.7.1.	Arrastre en el paracaídas.	85
5.7.2.	Forma del toldo.	86
5.7.3.	Efectos de las líneas de suspensión.	88
5.7.4.	Efecto de la estela.	89
5.7.5.	Efecto del número de Reynolds.	90
5.8.	ESTABILIDAD DE LOS PARACAÍDAS	91
5.8.1.	Estabilización de cuerpos con sistemas de paracaídas.	94
5.9.	PROCESO DE INFLADO DEL PARACAÍDAS	95
5.9.1.	Tiempo de inflado del paracaídas.	96
5.10.	EFFECTOS DE LAS FUERZAS DE APERTURA Y CARGA EN EL TOLDO	100
5.11.	MÉTODOS PARA CALCULAR LAS FUERZAS DE APERTURA DE UN PARACAÍDAS	103
5.11.1.	Método 1	104
5.11.2.	Método 2.	104

5.11.3.	Método 3.	106
5.12.	EFFECTOS DE LA POROSIDAD Y LA ALTITUD EN EL TOLDO	106
5.13.	PARACAÍDAS REEFING	107
5.13.1.	<i>Reefing</i> en la falda.	108
5.13.2.	Reefing en la falda con línea de control.	109
5.13.3.	Reefing en el agujero de estabilidad	109
5.13.4.	Reefing deslizante.	110
5.14.	DISTRIBUCIÓN DE PRESIÓN EN EL TOLDO DEL PARACAÍDAS	111
5.15.	PARACAÍDAS SUPERSÓNICOS	112
5.16.	Paracaídas clúster.	113
6.	MATERIALES Y MÉTODOS DE COSTURA	115
6.1.	EL TEXTIL.	115
6.1.1.	Gravedad específica	117
6.1.2.	Tenacidad a la rotura	117
6.1.3.	Elongación a la rotura.	117
6.1.4.	Modulo inicial.	118
6.1.5.	Trabajo a la ruptura	118
6.1.6.	Tenacidad.	118
6.1.7.	Densidad	118
6.1.8.	Resistencia a la humedad	118
6.1.9.	Resistencia a la temperatura	118
6.2.	DETALLES DE CONSTRUCCIÓN.	120
6.3.	COSTURAS	120
6.4.	PATRONES DE COSTURA	124
6.5.	CONEXIÓN ENTRE EL TOLDO Y LAS LÍNEAS DE CONEXIÓN	125
7.	CONSTRUCCIÓN DE LOS PARACAÍDAS DE PRUEBA PARA TÚNEL AERODINÁMICO DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES.	127
7.1.	CÓNICO	131
7.2.	BICÓNICO	135
7.3.	TRICÓNICO	138
7.4.	<i>FLAT EXTENDED SKIRT</i> 10%	141
7.5.	<i>FLAT EXTENDED SKIRT</i> 14,3%	145

7.6.	<i>GUIDE SURFACE RIBBED</i>	149
7.7.	<i>GUIDE SURFACE RIBLESS</i>	154
7.8.	<i>CROSS</i>	157
7.9.	<i>SUPERSÓNICO X</i>	160
7.10.	<i>RINGSAIL</i>	164
7.11.	<i>RINGSLOT</i>	169
7.12.	<i>DISK GAD BAND</i>	172
7.13.	<i>ROTAFOIL</i>	176
8.	GRAFICAS Y PRUEBAS EN EL TÚNEL DE VIENTO AERODINÁMICO DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES.	180
9.	GRAFICAS Y PRUEBAS DE PARACAÍDAS MODIFICADOS EN EL TÚNEL DE VIENTO AERODINÁMICO DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES.	203
10.	SIMULACIONES DE LOS PARACAÍDAS (CUADRO DE SELECCIÓN)	213
11.	SELECCIÓN Y CALCULO PARA EL PARACAÍDAS DEL COHETE SONDA LIBERTADOR 1	220
11.1.	FUERZAS DE APERTURA EN EL PARACAÍDAS	224
11.1.1.	Método 1	225
11.1.2.	Método 2.	227
12.	DIMENSIONAMIENTO DEL PARACAÍDAS	239
13.	CONSTRUCCIÓN DEL PARACAÍDAS	243
14.	PROCESO DE DESPLIEGUE DEL PARACAÍDAS	254
15.	SIMULACIONES PARACAÍDAS FINAL	260
15.1.	MANTENIMIENTO.	271
15.1.1.	Inspección	271
15.1.2.	Comprobación de la separación y apertura del paracaídas.	271
15.1.3.	Re-empacado	271
15.1.4.	Vida útil	271
15.1.5.	Airado.	271
15.1.6.	Enderezado.	271
15.1.7.	Inspección de las líneas.	271
15.1.8.	Inspección del container.	272
15.2.	REPARACIÓN	272

15.2.1.	Float.	272
15.2.2.	Slub or srib back	273
15.2.3.	Roto recogido	273
15.2.4.	Deslizamiento del hilo.	274
15.2.5.	Enganches	274
15.2.6.	Los poros	275
15.2.7.	Agua dulce	275
15.2.8.	El cloro	275
15.2.9.	Exposición al agua salada.	276
15.2.10.	Moho.	276
15.2.11.	Ácido.	276
15.2.12.	Aceite o grasa	276
15.2.13.	Las strains.	276
15.2.14.	Manchas vegetales	276
15.2.15.	Áreas sucias.	277
15.2.16.	Daño solar.	277
15.2.17.	Frotamiento y desgaste.	277
15.3.	INSTRUCCIONES DE EMPACADO.	277
16.	DISEÑO DEL SISTEMA DE EXPULSIÓN	281
16.1.	CÁLCULOS DEL SISTEMA DE EXPULSIÓN	282
17.	SIMULACIÓN COMPUTACIONAL CON CÓDIGO FORTRAN.	293
18.	CONCLUSIONES	298
19.	RECOMENDACIONES	300
20.	BIBLIOGRAFÍA	303
	ANEXOS	314

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Tipos de paracaídas aplicaciones, y régimen de operación.	68
Tabla 2. Variación de la constante de llenado	98
Tabla 3. Propiedades mecánicas de fibras o hilos.	117
Tabla 4. Matriz de selección de materiales	118
Tabla 5. Características de los tipos de paracaídas	129
Tabla 6. Ficha técnica del paracaídas tipo cónico	135
Tabla 7. Ficha técnica del paracaídas tipo bicónico	137
Tabla 8. Ficha técnica del paracaídas tipo Tricónico	140
Tabla 9. Ficha técnica del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 10%	145
Tabla 10. Ficha técnica del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 14,3%	149
Tabla 11. Ficha técnica del paracaídas tipo <i>Guide Surface, Ribbed</i>	153
Tabla 12. Posiciones X y Y para el patrón de la cubierta	155
Tabla 13. Posiciones X y Y para el patrón guía de la superficie.	156
Tabla 14. Ficha técnica del paracaídas tipo guide Surface Ribless	157
Tabla 15. Ficha técnica del paracaídas <i>Cross</i>	159
Tabla 16. Posición en las coordenadas e y h para la geometría del gajo del paracaídas tipo supersónico, dimensiones en milímetros.	162
Tabla 17. Ficha técnica del paracaídas tipo supersónico-x	164
Tabla 18. distribución de coordenadas para la construcción del paracaídas <i>Ringsail</i> , unidades milímetros.	167
Tabla 19. Ficha técnica del paracaídas tipo <i>Ringsail</i>	168
Tabla 20. Ficha técnica del paracaídas tipo <i>Ringslot</i> .	172
Tabla 21. Ficha técnica del paracaídas tipo disk gap band.	175
Tabla 22. Ficha técnica del paracaídas tipo <i>Rotafoil</i> .	179
Tabla 23 velocidad presión dinámica en función de las revoluciones por minuto de la planta motriz del túnel de viento de la F.U.L.L.	182
Tabla 24. Porcentajes de error máximo y mínimo calculados para los coeficientes de arrastre nominal CDO y proyectado CDP con el método T-Student.	191
Tabla 25. Dimensiones de la falda para cada paracaídas en metros.	204

Tabla 26. Porcentajes de error máximo y mínimo calculados para los coeficientes de arrastre nominal <i>CDO</i> y proyectado <i>CDP</i> con el método T-Student	208
Tabla 27. Paracaídas seleccionados para las simulaciones computacionales	213
Tabla 28. Comparación de las mallas	214
Tabla 29. Selección del paracaídas del cohete sonda libertador 1.	219
Tabla 30. Resultados del área a diferentes velocidades	220
Tabla 31. Resultados de la tasa equivalente de descenso al nivel del mar.	221
Tabla 32. Resultados de la presión dinámica	222
Tabla 33. Resultados del área de arrastre requerido para el paracaídas	223
Tabla 34. Resultados de la verificación del área nominal	223
Tabla 35. Resultados del Diámetro nominal para el paracaídas del cohete	224
Tabla 36. Resultados del área de arrastre del paracaídas cuando se está inflando	225
Tabla 37. Resultados de la carga en el toldo	226
Tabla 38. Resultados de la fuerzas de apertura	227
Tabla 39. Tiempo inicial de apertura del paracaídas	228
Tabla 40. Resultados del parámetro balístico	229
Tabla 41. Resultados de la fuerza de apertura con el nuevo coeficiente de fuerza de apertura.	229
Tabla 42. Resultado de la presión dinámica en un punto 2.	230
Tabla 43. Factor (γ)	231
Tabla 44. Resultados de la velocidad en el punto 2	232
Tabla 45. Resultados del tiempo de llenado del paracaídas en el punto 2-3.	233
Tabla 46. Resultados del parámetro balístico en función del tiempo de llenado en el punto 2-3	233
Tabla 47. Resultados de la fuerza de apertura en el punto 2-3	234
Tabla 48. Resultados de la tensión generada en el toldo	235
Tabla 49. Resultados del diámetro proyectado cuando el paracaídas está en fase <i>reffing</i>	236
Tabla 50. Resultados de la tensión en el toldo en fase <i>reffing</i>	236
Tabla 51. Resultados de la tensión ejercida en las costuras del agujero de estabilidad.	237

Tabla 52. Ficha técnica del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 10% del cohete.	242
Tabla 53. Cantidad mínima de material	243

LISTA DE IMÁGENES

	Pág.
Imagen 1. Boceto Da Vinci	34
Imagen 2. Caída de Fauste Verancio	34
Imagen 3. Salto desde una torre con una Sombrilla modificada	35
Imagen 4. Primer paracaídas sin Estructura rígida	36
Imagen 5. Orificio de estabilidad	36
Imagen 6. Paracaídas en forma de cono invertido debajo del globo antes y después de soltarlo.	37
Imagen 7. Paracaídas tipo plano circular.	38
Imagen 8. Paracaídas con ranuras simétricas deportivo	39
Imagen 9. Paracaídas <i>paracomanders</i> deportivo	39
Imagen 10. Paracaídas <i>papillon</i> deportivo	40
Imagen 11. Paracaídas tipo parapente	40
Imagen 12. Capsula Vostok 1	41
Imagen 13. Diagrama expulsión Yuri Gagarin de la capsula Vostok 1.	42
Imagen 14. Falla de uno de los paracaídas de la misión <i>Apollo 15</i>	43
Imagen 15. Nave Viking en la superficie del planeta marte.	43
Imagen 16. Paracaídas tipo (<i>Ribbon</i>)	44
Imagen 17. Paracaídas <i>Ring Sail</i> de 19,2 m de diámetro proyecto Mercury	45
Imagen 18. Prueba del paracaídas, proyecto <i>Gemini</i> .	45
Imagen 19. Descenso de la capsula con paracaídas misión <i>Apollo 16</i>	46
Imagen 20. Paracaídas <i>Guide Surface Ribbles</i>	46
Imagen 21. Paracaídas <i>Hiperflo</i>	47
Imagen 22. Paracaídas a escala en túnel de viento del programa MER	48
Imagen 23. Paracaídas escala real en túnel de viento del proyecto MER	48
Imagen 24. Descenso paracaídas de prueba en globo atmosférico	49
Imagen 25. Prueba de descenso con diferentes cargas en paracaídas ARES	50
Imagen 26. Sonda espacial <i>Hayabusa</i> en desierto Australiano	50
Imagen 27. Paracaídas dela misión <i>Curiosity</i> en pruebas de despliegue en túnel de viento	51
Imagen 28. Paracaídas dela misión <i>Curiosity</i> descendiendo en el planeta marte	51

Imagen 29. Pruebas de descenso de los paracaídas Orión en desarrollo	52
Imagen 30. Configuración del paracaídas dentro de bengala MK24	53
Imagen 31. Aterrizaje y frenado del transbordador espacial Atlantis por medio de un paracaídas	54
Imagen 32. Aeronave Cirrus SR22 pruebas de sistema de emergencia de paracaídas.	55
Imagen 33. Flujo del paracaídas en el túnel de los Libertadores	56
Imagen 34. Configuración típica de un sistema de recuperación de un paracaídas.	57
Imagen 35. Recuperación de Vehículos aéreos	58
Imagen 36. Desaceleración de aeronaves	58
Imagen 37. Recuperación especial	59
Imagen 38. Recuperación de personas	59
Imagen 39. Entrega.	59
Imagen 40. Municiones de retraso	60
Imagen 41. Configuración de un acople con guardametas	60
Imagen 42. Eslabones giratorios.	61
Imagen 43. Diferentes tipos de arneses.	61
Imagen 44. Falda del paracaídas.	63
Imagen 45. Bolsa para paracaídas.	64
Imagen 46. Línea estática.	64
Imagen 47. Cordón de ruptura.	65
Imagen 48. Funda del paracaídas.	65
Imagen 49. Partes que componen un gajo.	67
Imagen 50. Formas de cortado del gajo	67
Imagen 51. Líneas de corriente	70
Imagen 52. Principio del cohete.	72
Imagen 53. Distribución de la presión y velocidad en las líneas de flujo.	73
Imagen 54. Paracaídas estable en un túnel de viento.	76
Imagen 55. Fuerzas que actúan en un paracaídas asimétrico	76
Imagen 56. Fuerzas aerodinámicas en un paracaídas.	78
Imagen 57. Fuerzas que actúan en un paracaídas	79
Imagen 58. Coeficientes (C_D) (C_T) y (C_M) , versus ángulo de ataque	80

Imagen 59. Equilibrio de fuerzas.	80
Imagen 60. Túnel de viento de sección de pruebas abierto	83
Imagen 61. Túnel de viento de circuito abierto sin retorno.	84
Imagen 62. Túnel de viento de circuito cerrado.	85
Imagen 63. Rendimiento de los paracaídas.	85
Imagen 64. Paracaídas sólido y paracaídas con ranuras	87
Imagen 65. Angulo de coneo	87
Imagen 66. Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de coneo	88
Imagen 67. Coeficiente de arrastre nominal vs la relación de las líneas de suspensión	88
Imagen 68. Estela de cuerpo delantero.	89
Imagen 69. Perdidas de coeficiente de arrastre causado por el efecto de la estela del cuerpo delantero.	90
Imagen 70. Numero de Reynolds	91
Imagen 71. Comportamiento del flujo alrededor de un paracaídas solido	92
Imagen 72. Comportamiento del flujo alrededor de un paracaídas ranurado.	92
Imagen 73. Comportamiento del flujo de un paracaídas de geometría diferente	93
Imagen 74. Coeficientes de momento vs ángulos de ataque para diferentes geometrías	93
Imagen 75. Sujeción en diferentes puntos, según la carga	94
Imagen 76. Proceso de inflado del paracaídas.	95
Imagen 77. Distancia de llenado del paracaídas	97
Imagen 78 -a. Fuerzas en el paracaídas versus condiciones de masa finita e infinita	100
Imagen 78 -b. Fuerzas en el paracaídas vs condiciones de masa finita e infinita	101
Imagen 79. Carga del paracaídas y relación de descenso	102
Imagen 80. Picos de fuerza en el proceso de inflado del paracaídas en función del tiempo	103
Imagen 81. Factor de reducción (x_1) fuerza – apertura versus parámetro balístico	105
Imagen 82. Área de arrastre de la secuencia del inflado del paracaídas.	106

Imagen 83. Fuerza de apertura del paracaídas en función de la altitud.	107
Imagen 84. Reefing en la falda del paracaídas.	108
Imagen 85. Reefing en la falda con línea de control.	109
Imagen 86. Reefing en el agujero de estabilidad.	110
Imagen 87. Reefing deslizante.	110
Imagen 88. Flujo de aire y distribución de presiones alrededor del toldo del paracaídas.	111
Imagen 89. Flujo supersónico alrededor del toldo del paracaídas.	112
Imagen 90. Flujo supersónico alrededor del sistema de recuperación.	113
Imagen 91. Típica distribución de paracaídas clúster	114
Imagen 92. Hilos y fibras que conforman el tejido.	115
Imagen 93. <i>Nylon-ripstop</i> .	119
Imagen 94. <i>Nylon-terlenca</i>	120
Imagen 95. Costura superpuesta SS	120
Imagen 96. Costura superpuesta LS	121
Imagen 97. Costura encuadrado BS.	121
Imagen 98. Costura plana FS.	121
Imagen 99. Costura Tipo SS para refuerzo de bordes	122
Imagen 100. dobladillo típico tipo LS	122
Imagen 101. Diferentes configuraciones de costura tipo dobladillo	123
Imagen 102. Costura radiales alrededor del toldo con la línea de suspensión continua.	123
Imagen 103. Costura radiales alrededor del toldo sin la línea de suspensión continua	124
Imagen 104. Patrones de costura	124
Imagen 105. Unión de las líneas de suspensión línea-falda	125
Imagen 106. Sujeción del tipo línea-línea	126
Imagen 107. Tipos de configuración de risers	126
Imagen 108. Área transversal del Túnel de viento de la F.U.L.L (cotas en metros).	127
Imagen 109. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo cónico.	131
Imagen 110. Plano del cónico, cotas en metros.	134

Imagen 111. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo bicónico.	136
Imagen 112. Plano del bicónico, cotas en metros.	137
Imagen 113. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo Tricónico.	138
Imagen 114. Plano Tricónico, cotas en metros.	140
Imagen 115. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo falda extendida 10%.	141
Imagen 116. Plano <i>Flat Extended Skirt 10%</i> , Cotas en metros.	144
Imagen 117. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo full extended 14,3%.	146
Imagen 118. Plano full extended 14,3%, cotas en metros.	148
Imagen 119. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo <i>guide Surface Ribbed</i>	150
Imagen 120. Plano <i>guide Surface ribbed</i> , cotas en metros.	153
Imagen 121. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo ribless.	154
Imagen 122. Patrón de la cubierta, cotas en metros.	155
Imagen 123. Patrón guía de la superficie, cotas en metros.	156
Imagen 124. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo cruz	158
Imagen 125. Plano del paracaídas tipo <i>Cross</i> , cotas en metros.	159
Imagen 126. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo supersónico x	160
Imagen 127. Plano supersónico x, cotas en metros.	163
Imagen 128. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo <i>Ringsail</i>	165
Imagen 129. Plano <i>Ringsail</i> , cotas en metros.	168
Imagen 130 perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo Ringslot	169
Imagen 131. Plano <i>Ringslot</i> , cotas en metros.	171
Imagen 132 perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo <i>disk gad band</i>	173
Imagen 133. Plano Disk Gad Band, cotas en metros.	175
Imagen 134. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo <i>Rotafoil</i> .	176
Imagen 135. Plano <i>rotafoil</i> , cotas en metros.	178
Imagen 136. Dinamómetro modificado por autores.	180
Imagen 137. Montaje del dinamómetro en el túnel de viento de la full.	181
Imagen 138. Tubo pitot y anemómetro diferencial de presiones	181

Imagen 139. Paracaídas con falda.	203
Imagen 140. Paracaídas con falda en el túnel de viento	203
Imagen 141. Paracaídas diseñados en el programa Solid Edge	213
Imagen 142. Malla estructurada	214
Imagen 143. Malla no estructurada	215
Imagen 144. Grafica de la carga en el paracaídas versus el factor de reducción	226
Imagen 145. Inflado 2 del paracaídas.	231
Imagen 146. Tensión en las costuras del agujero de estabilidad.	237
Imagen 147. Plano <i>Flat Extended Skirt</i> 10%, Cotas en milímetros.	241
Imagen 148. Reborde del plano para la costura	243
Imagen 149. Corte a escala	244
Imagen 150. Trazado del gajo en la tela	244
Imagen 151. Recortado de la geometría en la tela.	245
Imagen 152. Costura de la parte inferior del gajo.	245
Imagen 153. Costura de la parte superior del gajo	246
Imagen 154. Unión entre dos gajos.	246
Imagen 155. Unión entre pares de gajos.	247
Imagen 156. Costura doble	247
Imagen 157. Medición de las líneas de suspensión	248
Imagen 158. Marcas en las líneas de suspensión	248
Imagen 159. Sujeción de las líneas al toldo	249
Imagen 161. Cortada de la falda en la tela	250
Imagen 162. Costura de los bordes de la falda.	250
Imagen 163. Marca de ubicación de las líneas en la falda.	251
Imagen 164. Costura de la falda con las líneas	251
Imagen 165.a Paracaídas proyectado.	252
Imagen 165.b longitud del paracaídas plegado..	252
Imagen 165.c Peso total del paracaídas.	253
Imagen 166. Expulsión del paracaídas.	254
Imagen 167. Inicio del inflado del paracaídas.	255
Imagen 168. Inflado del toldo en la parte de menor área.	256
Imagen 169. Semiesfera en el toldo creada por la presión estática.	257
Imagen 170. Tensión en las líneas en el proceso de inflado	258

Imagen 171. Finalización del Inflado total del toldo	259
Imagen 172. Paracaídas modelado en software solid edge.	260
Imagen 173. Comparación de la geometría del Paracaídas y geometría esférica	261
Imagen 174. Contorno de presión sin cuerpo delantero.	262
Imagen 175. Contorno de velocidad sin cuerpo delantero.	262
Imagen 176. Contorno de presión con cuerpo delantero.	264
Imagen 177. Contorno de velocidad con cuerpo delantero.	265
Imagen 178. Estaciones para el análisis del flujo de la simulación computacional	266
Imagen 179. Float	272
Imagen 180. Espacio abultado	273
Imagen 181. Roto recogido	273
Imagen 182.Deslizamiento del hilo.	274
Imagen 183. Enganches	274
Imagen 184.Poros	275
Imagen 185. Paracaídas con las líneas extendidas.	277
Imagen 186. Gajos doblados	278
Imagen 187. Doblado parte 1.	278
Imagen 188. Doblado parte 2.	278
Imagen 189. Doblado parte 3.	279
Imagen 190. Doblado de las líneas de suspensión.	279
Imagen 191. Doblado final del toldo.	280
Imagen 192. Computadora del cohete sonda	281
Imagen 193. Tapa eyectora que empuja al paracaídas en la explosión.	282
Imagen 194. Modelado del sistema de expulsión	288
Imagen 195. Mecanizado del sistema de expulsión	288
Imagen 196. Modelado del sistema de expulsión cad y mecanizado.	289
Imagen 196.A Modelado del sistema de expulsión con la cámara de video.	289
Imagen 197. Peso del sistema de expulsión.	290
Imagen 198. Cámara de combustión con el propelente.	290
Imagen 199. Sujeción del sistema de expulsión.	291
Imagen 200. Salida de los gases y tapa del sistema de expulsión.	291

Imagen 201. Flexion de la tapa de la cámara de combustión.

292

LISTA DE ECUACIONES

	Pág.
Ecuación 1. Flujo másico	69
Ecuación 2. Ecuación de continuidad	69
Ecuación 3. Ecuación de continuidad incompresible	70
Ecuación 4. Ecuación de la segunda ley de Newton.	71
Ecuación 5. Masa de un cuerpo	71
Ecuación 6. Ecuación de la segunda ley de Newton	71
Ecuación 7. Máxima fuerza permitida en el paracaídas	72
Ecuación 8. Ecuación de Bernoulli	73
Ecuación 9. Integral de la ecuación de Euler	74
Ecuación 10. Ecuación de Bernoulli	74
Ecuación 11. Presión absoluta	74
Ecuación 12. Presión dinámica	74
Ecuación 13. Fuerza de Arrastre	75
Ecuación 14. Fuerza de sustentación	77
Ecuación 15. Fuerza aerodinámica neta.	77
Ecuación 16. Momento	77
Ecuación 17. Fuerza tangencial.	78
Ecuación 18. Fuerza normal	79
Ecuación 19. Arrastre (D)	79
Ecuación 20. Arrastre total.	80
Ecuación 21. Equilibrio de fuerzas	81
Ecuación 22. Tasa de descenso.	81
Ecuación 23. Velocidad de descenso a nivel del mar	81
Ecuación 24. Velocidad de descenso a cualquier altitud	82
Ecuación 25. Diámetro efectivo del cuerpo delantero	90
Ecuación 26. Distancia del llenado del paracaídas	96
Ecuación 27. Tiempo de llenado del paracaídas.	97
Ecuación 28. Tiempo de llenado de los paracaídas solidos	97
Ecuación 29. Tiempo de llenado de los paracaídas ranurados	98
Ecuación 30. Tiempo de llenado de los paracaídas ranurados de	

pequeños diámetros	98
Ecuación 31. Tiempo de inflado recomendado para paracaídas en cruz	98
Ecuación 32. Tiempo de llenado de un sistema de dos etapas de paracaídas	99
Ecuación 33. Fuerza del Coeficiente de apertura	101
Ecuación 34. Fuerza de apertura	101
Ecuación 35. Parámetro balístico	104
Ecuación 36. Fuerza de apertura del paracaídas	105
Ecuación 37. Velocidad de desintegración en función del tiempo.	105
Ecuación 38. Coeficiente de presión	112
Ecuación 39. 20% del área transversal del túnel de viento subsónico de la F.U.L.L.	128
Ecuación 40. Diámetro de una circunferencia	128
Ecuación 41. Diámetro nominal	130
Ecuación 42. Área nominal	130
Ecuación 43. Área del orificio de estabilidad	130
Ecuación 44. Diámetro del agujero de estabilidad	130
Ecuación 45. Radio del agujero de estabilidad.	131
Ecuación 46. Ángulo β	132
Ecuación 47. Diámetro nominal DO para el paracaídas tipo cónico	132
Ecuación 48. Distancia central desde la borde superior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda (hs) (imagen 109).	133
Ecuación 49. Distancia central desde el borde inferior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda. (hg)	133
Ecuación 50. Distancia del borde inferior del gajo (es)	134
Ecuación 51. Diámetro nominal DO en relación al DP para el paracaídas tipo Flat Extended Skirt 10%	142
Ecuación 52. Distancia superior del gajo ($h1$)	142
Ecuación 53. Ángulo α_1	143
Ecuación 54. Distancia de la falda de la sección superior en el gajo	143
Ecuación 55. Distancia de la falda de la sección inferior en el gajo	144
Ecuación 56. Diámetro nominal del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 14,3%	145
Ecuación 57. Diámetro de construcción DC	147
Ecuación 58. Sección superior del gajo	147

Ecuación 59. Distancia de la falda en el gajo (e_1)	147
Ecuación 60. Distancia de la falda en el gajo	148
Ecuación 61. Diámetro nominal del paracaídas tipo <i>guide Surface ribbed</i>	150
Ecuación 62. Diámetro de construcción	151
Ecuación 63. Parte superior del gajo	151
Ecuación 64. Parte inferior del gajo	152
Ecuación 65. Distancia de la falda en el gajo	152
Ecuación 66. Distancia de la falda en el gajo (e_s)	152
Ecuación 67. Radio de la circunferencia	152
Ecuación 68. Área nominal para el paracaídas tipo Cross	158
Ecuación 69. Diámetro nominal del paracaídas tipo Cross	158
Ecuación 70. Diámetro de construcción	158
Ecuación 71. Distancia de la falda en el gajo (e_s)	159
Ecuación 72. Diámetro exterior.	161
Ecuación 73. Diámetro inicial por el cual ingresa el flujo de aire	161
Ecuación 74. (hg) Para supersonic x	161
Ecuación 75. Ancho máximo que tiene el gajo e_{max}	161
Ecuación 76. Distancia desde la parte inferior del toldo hasta la parte superior del toldo cuando este se encuentra inflado. hC	162
Ecuación 77. Distancia desde el centro del toldo hasta la parte inferior del toldo cuando este está inflado hd	162
Ecuación 78. Diámetro nominal del paracaídas tipo ringsail	165
Ecuación 79. Distancia central desde la borde superior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda	166
Ecuación 80. Distancia de la falda en el gajo (e_s)	166
Ecuación 81. F_1	167
Ecuación 82. F_2	167
Ecuación 83. Diámetro nominal del paracaídas tipo Ringslot	170
Ecuación 84. Diámetro nominal del paracaídas tipo <i>disk gad band</i>	172
Ecuación 85. Distancia del gajo, h_1	174
Ecuación 86. Distancia de la sección vacía entre el gajo y la falda h_2	174
Ecuación 87. Distancia del ancho de la falda	174
Ecuación 88. Diámetro nominal del paracaídas tipo <i>Rotafoil</i>	177

Ecuación 89. Diámetro de construcción para el paracaídas tipo <i>Rotafoil</i>	177
Ecuación 90. Coeficiente de arrastre nominal	183
Ecuación 91. Coeficiente de arrastre proyectado	183
Ecuación 92. Bloqueo del túnel	188
Ecuación 93. Bloqueo del túnel	189
Ecuación 94. Media muestral	189
Ecuación 95. Media poblacional	189
Ecuación 96. Varianza muestral	190
Ecuación 97. Desviación típica muestral	190
Ecuación 98. T-Student	190
Ecuación 99. Error máximo	190
Ecuación 100. Error mínimo	191
Ecuación 101. Tasa equivalente de descenso a nivel del mar	221
Ecuación 102. Área de arrastre requerido	222
Ecuación 103. Verificación del área nominal	223
Ecuación 104. Diámetro nominal.	224
Ecuación 105. Carga en el toldo	225
Ecuación 106. Área de arrastre del paracaídas cuando se está inflando	225
Ecuación 107. Fuerza de apertura	227
Ecuación 108. Tiempo inicial de apertura del paracaídas	227
Ecuación 109. Parámetro balístico	228
Ecuación 110. Fuerza de apertura con el nuevo coeficiente de fuerza de apertura	229
Ecuación 111. Presión dinámica en un punto 2	230
Ecuación 112. Factor (y)	231
Ecuación 113. Velocidad en el punto 2	232
Ecuación 114. Tiempo de llenado del paracaídas en el punto 2-3	232
Ecuación 115. Parámetro balístico en función del tiempo de llenado en el punto 2-3	233
Ecuación 116. Fuerza de apertura en el punto 2-3	234
Ecuación 117. Tensión generada en el toldo	235
Ecuación 118. Diámetro proyectado cuando el paracaídas está en fase <i>reffing</i>	235
Ecuación 119. Tensión en el toldo en fase <i>reffing</i>	236

Ecuación 120. Tensión ejercida en las costuras del agujero de estabilidad	237
Ecuación 121. Peso	282
Ecuación 122. Presión	283
Ecuación 123. Densidad.	283
Ecuación 124 Estado de los gases ideales.	284
Ecuación 125. Impulso Total.	284
Ecuación 126. Impulso Específico	285
Ecuación 127. Velocidad de salida de los gases	285
Ecuación 128. Empuje total	286
Ecuación 129. Velocidad de los gases en la cámara.	286
Ecuación 130. principio de Bernoulli.	287

LISTA DE GRÁFICAS

	Pág.
Grafica 1. Velocidad VS RPM	183
Grafica 2. Presión dinámica vs rpm	184
Grafica 3. Fuerza de arrastre para diferentes paracaídas en función de la velocidad.	185
Grafica 4. Coeficiente de arrastre nominal para diferentes paracaídas.	186
Grafica 5. Coeficiente de arrastre proyectado para diferentes paracaídas.	187
Grafica 6. Coeficientes de arrastre nominal CDO y rango de error máximo y mínimo en función de la velocidad.	192
Grafica 7. Coeficientes de arrastre proyectado CDP y rango de error máximo y mínimo vs velocidad.	193
Grafica 8. Relación DSO en función de la velocidad.	195
Grafica 9. Relación DSP en función de la velocidad.	196
Grafica 10. Coeficiente de arrastre nominal CDO en función de la relación $leDO$ longitud de líneas-diámetro nominal.	197
Grafica 11. Coeficiente de arrastre proyectado CDP en función de la relación $leDO$ longitud de líneas-diámetro nominal.	198
Grafica 12. Coeficiente de arrastre nominal CDO en función de la longitud de las líneas le .	199
Grafica 13. Coeficiente de arrastre proyectado CDP en función de la longitud de las líneas le .	200
Grafica 14. Relación de diámetros en función de la relación $leDO$ longitud de líneas-diámetro nominal.	201
Grafica 15. Relación de áreas en función de la relación $leDO$ longitud de líneas-diámetro nominal.	202
Grafica 16. Fuerza de arrastre para diferentes paracaídas en función de la velocidad.	205
Grafica 17. Coeficiente de arrastre nominal CDO para diferentes paracaídas en función de la velocidad.	206
Grafica 18. Coeficiente de arrastre proyectado CDP para diferentes paracaídas en función de la velocidad.	206

Grafica 19. Coeficientes de arrastre nominal CDO y rango de error máximo y mínimo en función de la velocidad.	209
Grafica 20. Coeficientes de arrastre proyectado CDP y rango de error máximo y mínimo en función de la velocidad.	210
Grafica 21. Relación DSO en función de la velocidad.	211
Grafica 22. Relación DSP en función de la velocidad.	212
Grafica 23. Comparación de la fuerza de arrastre experimental y simulado en función de la velocidad del túnel de viento.	216
Grafica 24. Comparación del coeficiente de arrastre nominal CDO experimental y simulado en función de la velocidad del túnel de viento.	217
Grafica 25. Comparación del coeficiente de arrastre proyectado CDP experimental y simulado en función de la velocidad del túnel de viento.	218
Grafica 26. Análisis de velocidad en diferentes puntos del toldo.	267
Grafica 27. Análisis de Presión en diferentes puntos del toldo.	268
Grafica 28. Análisis de velocidad en diferentes puntos del toldo con el cuerpo delantero.	269
Grafica 29. Análisis de Presión en diferentes puntos del toldo con el cuerpo delantero.	270
Grafica 30. Análisis altura vs velocidad.	293
Grafica 31. Análisis altura vs tiempo.	294
Grafica 33. Presión dinámica vs tiempo.	296
Grafica 34. Análisis coeficiente de arrastre nominal CDo vs Presión dinámica.	296
Grafica 35. Coeficiente de arrastre nominal CDo vs tiempo.	297

INTRODUCCIÓN

El grupo GICA (Grupo de Investigación en Ciencias Aeroespaciales) de la Fundación Universitaria Los Libertadores apoyado por el grupo de semilleros de investigación AERODES&I – Cohetería trabajan en el proyecto del cohete sonda Libertador I desde el año 2011, diseñado para transportar una carga útil de 2 kg de masa con un apogeo igual o superior a los 15 km en la zona estratosférica de la atmósfera del planeta Tierra. El cohete tendrá como objetivo principal tomar datos en tiempo real que censaran la temperatura y presión atmosférica en función de la altitud.

Debido a que el cohete sonda es reutilizable debe ser recuperado y reutilizado después de su lanzamiento para obtener los datos almacenados en las computadoras de vuelo y la carga útil que utilice en las diferentes misiones. Durante el vuelo el cuerpo del cohete sonda Libertador I aumenta su velocidad de descenso por la atracción gravitacional del planeta Tierra se debe implementar un sistema de desaceleración aerodinámica para recuperarlo sin daños estructurales y mecánicos posibles al momento que este llegue a la superficie de la Tierra con el fin de reutilizar sus sistemas y subsistemas en nuevas misiones.

El paracaídas es el sistema de recuperación más usado para frenar un cuerpo en movimiento llevándolo a bajas velocidades y en óptimas condiciones a la superficie terrestre en los diferentes vehículos aeroespaciales desde mediados del siglo XX. En el caso del cohete sonda Libertador I se diseña por experimentación, métodos matemáticos y simulaciones computacionales, un sistema de descenso el cual está compuesto por un paracaídas, una bahía de carga en el cohete y un sistema de eyección optimizando que la caída sea estable y controlada cumpliendo con la reglamentación Aeronáutica establecida en Colombia y en el mundo para estos sistemas.

OBJETIVOS

OBJETIVO GENERAL

Diseñar y construir el sistema de recuperación del cohete sonda Libertador I de la Fundación Universitaria Los Libertadores.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS

1. Seleccionar una configuración, forma y materiales adecuados para el sistema de recuperación, cumpliendo los requerimientos del cohete sonda Libertador I.
2. Simular computacionalmente el régimen de vuelo del paracaídas comparando los resultados con la experimentación en el túnel.
3. Elaborar y probar el sistema de eyección para el cohete sonda Libertador I.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El proyecto tiene como finalidad que el cohete sonda Libertador I sea recuperado y tenga un descenso controlado con la menor velocidad posible de impacto, por medio de un sistema que reduzca la velocidad de descenso para el impacto en la superficie de la Tierra por medio de un paracaídas desplegable y eyectable que presente una mayor fuerza de arrastre, una menor área proyectada y un menor volumen, cumpliendo con los requisitos de diseño del cohete sonda Libertador I.

Debido a lo anterior se plantea la siguiente pregunta de investigación:

¿Cómo debe ser el diseño y construcción del sistema de recuperación para que cumpla con los requerimientos del cohete sonda Libertador I?

2. JUSTIFICACIÓN

En la actualidad se carece de investigaciones a nivel nacional de un sistema de recuperación de cohetes sonda con el cual se puede recopilar una serie de datos atmosféricos para distintas zonas del país a diferentes alturas.

El grupo GICA apoyado por el semillero de investigación AERODES&I – cohetería, realiza el proyecto del cohete sonda Libertador I el cual está diseñado para transportar una carga útil de 2 kg de masa a un apogeo igual o superior a los 15 km, transportando consigo computadoras que toman los datos de presión, temperatura, ubicación en sus tres ejes y velocidad de descenso, con 12 kg de masa total del cohete sonda incluido propelente y 7 kg de masa sin propelente¹.

El sistema de recuperación será diseñado para rescatar el cohete sonda Libertador I su carga útil y sus subsistemas con el menor impacto posible en la superficie terrestre generando una fuerza aerodinámica de arrastre significativa, disminuyendo lo mayor posible la velocidad de descenso, utilizando la menor masa y volumen.

El diseño de recuperación se realiza bajo parámetros proporcionados con el fin de mantener las condiciones de diseño del cohete sonda Libertador I. El sistema de recuperación debe llevar a tierra una carga útil de 2kg, llegar con una velocidad igual o inferior a 8 m/s, pesar alrededor de 0,5 a 0,8 kg, entrar en una bahía de carga cilíndrica de 0,63 m de alto por 0,068 m de diámetro, debe transportar un sistema de luces que indique su ubicación con respecto a otro sistema aeronáutico-espacial, la bahía contenedora del sistema de eyección debe diseñarse, igualmente lleva consigo una cámara que grabe el despliegue del paracaídas y debe ser estable y controlado.

Este diseño se realizara dentro de las instalaciones de la Fundación Universitaria Los Libertadores en Bogotá-Colombia en lo posible con la colaboración en pruebas aerodinámicas en la Escuela De Ingeniería De São Carlos – Universidad De São Paulo en Brasil.

¹ CERÓN. Hernán, *et al.* Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda. Bogotá, 10 p.

3. MARCO TEÓRICO

El paracaídas es el sistema de recuperación más usado hoy en día para moderar o disminuir la velocidad de descenso de los cuerpos o cargas gracias a la resistencia que el aire opone a su movimiento estos cuerpos o cargas son rescatados cuando son lanzados de diferentes maneras desde una altura. El paracaídas consiste en una gran pieza, de tela liviana y resistente en diferentes formas dependiendo de su diseño, el cual se sujeta por medio de líneas comúnmente cuerdas al objeto, carga o cuerpo a transportar.

3.1 ANTECEDENTES

3.1.1. Paracaídas antes del siglo xx. A lo largo de la historia los paracaídas se han implementado en la recuperación de carga útil teniendo como fin disminuir la velocidad en su descenso y el impacto de la carga que transporta, la definición de (*parachute*) viene de la palabra francesa (*parare*) que significa escudo, protección y (*chute*) que significa caer, el paracaídas es conocido como un desacelerador aerodinámico desplegable de cuerpo flexible elástico cuya figura inflada es dependiente de la condición del flujo².

El primer uso que se conoce de un paracaídas es un relato en sus manuscritos del misionero francés Wasson que a mediados del siglo XII en las fiestas de coronación del gran emperador Fo-Kien en China algunos acróbatas se dejaban caer desde torres elevadas con una especie de sombrillas³, pero el primer concepto escrito de un desacelerador o paracaídas se encuentra entre los bocetos de Leonardo Da Vinci (1452-1519) en el año 1495. El diseño consiste de una tela resistente que se sujeta firmemente sobre una estructura rígida en forma de pirámide⁴. Aunque da Vinci nunca hizo el dispositivo, se le da crédito por el concepto de bajar al hombre a la superficie de la Tierra con seguridad en un desacelerador de máxima resistencia. (Imagen 1).

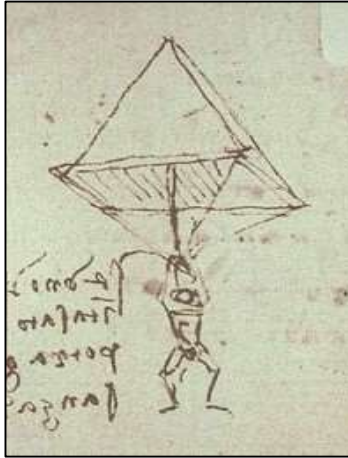
En el año de 1617 Fauste Verancio (1551-1617) construyo un dispositivo similar al de los dibujos de Da Vinci y salto desde una torre en Venecia a sus 65 años de edad, como se observa en la imagen 2, teniendo la desventaja que la velocidad terminal cuando llego al suelo era alta y se fracturo las piernas pero no se tiene registro alguno de la distancia de caída.

² COCKRELL. D.J. The Aerodynamics Of Parachutes, AGARDograph No.295, Department of Engineering The University Leicester LE1 7RH United Kingdom, july 198

³ Hitos de la historia del paracaidismo mundial. Blog <http://elhombreinvisible.lacoctelera.net/post/2008/01/09/hitos-la-historia-del-paracaidismo-mundial>

⁴ MEYER, Jan. An Introduction to Deployable Recovery Systems. Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico 87185 and Livermore, California, august 1985.

Imagen 1. Boceto Da Vinci.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, santa Barbara California, volumen 1, 1977. p. 157.

Algunos aeronautas en 1783 se hicieron exitosos bajando animales desde los tejados con globos y paracaídas, como lo fueron los señores Joseph Montgolfier (1740-1810) y Jacques Montgolfier (1745-1799).

Imagen 2. Caída de Fauste Verancio.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, santa Barbara California, volumen 1, 1977. p. 157.

En este mismo año Sebastián Lenormand (1757-1837) salto de una torre usando dos sombrillas modificadas de 14.26 m de diámetro⁵ (imagen 3) llegando a la superficie en perfectas condiciones.

⁵ E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p.

Imagen 3. Salto desde una torre con una Sombrilla modificada.



Fuente: Foros de Uruguay Militaría [en línea]⁶

En el año 1785 el Sr. Jean Pierre Blanchard (1753-1809) creó en Francia el primer paracaídas de uso de emergencia después de que un globo de aire caliente explotara, este hombre fue el primero que trabajó en un paracaídas de seda plegable porque en ese entonces todos los paracaídas eran contruidos con una estructura rígida⁷.

El Sr. Andrew Garnerin (1769-1823) realizó el primer salto con un paracaídas sin una estructura rígida desde un globo a 2438 m de altura, en el año de 1797 (imagen 4). Andrew Garnerin era observado en ese momento por el astrónomo francés Lalandes quien miró como descendía el paracaídas y las fuertes oscilaciones que se inducían en el toldo (*canopy*), por lo cual sugirió cortar un pequeño agujero cerca a la cúspide o parte superior del toldo (*canopy*) para impedir la oscilaciones llamado hoy en día como orificio de estabilidad como se observa en la parte roja de la imagen 5.

Durante el siglo XVIII los paracaídas fueron usados en carnavales y actos peligrosos, cuando las personas realizaban hazañas delicadas en la cuerda floja o malabares en globos. En estos actos se anclaba la parte superior del paracaídas a la parte media del globo por medio de un cordón, el cual se rompía en el momento que la persona saltaba del globo, pero en el año 1873 las opiniones públicas se hicieron muy desfavorables sobre el uso de los paracaídas debido a la muerte del Sr. Robert Cocking (1776-1837) cuando saltó con un paracaídas en forma de cono invertido desde 1524 m de altura, (imagen 6) distinguido así mismo por convertirse en la primera víctima del paracaídas. Su invento se conoció como el primer paracaídas fatal.

⁶ Peter Blogspot; Bayou Renaissance Man; 8 agosto 2008 (en inglés): <[http://bayourenaissance-man.blogspot.com ... ivors.html](http://bayourenaissance-man.blogspot.com...ivors.html)>

⁷ ibid. p 10.

Imagen 4. Primer paracaídas sin Estructura rígida.



Fuente: dcaligari.blogspot [en línea]⁸

El capitán estadounidense Thomas Baldwin (1854-1923) en el año 1887 genera una mejora al sistema de paracaídas con el desarrollo de un arnés para la sujeción de la carga con el paracaídas. En 1890 el concepto de plegado o empacado del paracaídas en una mochila o contenedor fue desarrollado por los señores Paul Letteman y Kathchen Paulus⁹, este mismo año Kathchen Paulus también demostró una separación intencional de un primer paracaídas desplegado, el cual brindó la libertad para abrir un segundo paracaídas.

Imagen 5. Orificio de estabilidad.

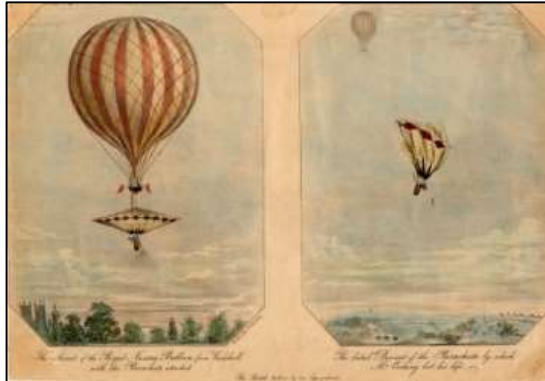


Fuente: Autores del Proyecto.

⁸ dcaligari Blogspot; history; 22 octubre 2012 (en inglés): <http://dcaligari.blogspot.com/2012/10/dont-you-people-ever-wanna-go-to-bed.html>

⁹ COCKRELL. D.J. The Aerodynamics Of Parachutes, AGARDograph No.295, Department of Engineering The University Leicester LE1 7RH United Kingdom, july 198.

Imagen 6. Paracaídas en forma de cono invertido debajo del globo antes y después de soltarlo.



Fuente: National Air and Space Museum [en línea]¹⁰

3.1.2. Siglo xx. El aumento en el desarrollo de los paracaídas tuvo su apogeo en el siglo XX con la Segunda Guerra Mundial, los Alemanes y Británicos merecen el crédito por la iniciación y la investigación científica estableciendo los aspectos fundamentales del diseño del paracaídas, con un enfoque científico y experimental para observar el rendimiento de estos¹¹. Antes de la Segunda Guerra Mundial no existían parámetros científicos ni estudios desarrollados para diseñar y producir los paracaídas pero si hubo diseños e inventos iniciales con los cuales se pudo encaminar la investigación de los mismos.

El Señor Grant Morton y el Capitán Albert Berry en el año de 1912, saltaron por primera vez de una aeronave con un paracaídas de seda que llevaban en sus brazos al momento de saltar. En este mismo año el señor Pino de ascendencia Italiana invento el paracaídas auxiliar, este era unido a un pequeño casco el cual se inflaba fácilmente tirando del casco con el fin de abrir el paracaídas principal hacia la corriente de aire, este fue usado por primera vez en el año 1916¹².

En el año 1914 la señorita Georgina Broadwick "Tiny" registro el primer salto de caída libre en EE.UU. con un paracaídas en presencia de mandos militares, pero los militares todavía no creían que el cuerpo humano pudiera tolerar la experiencia de la caída libre por más de unos pocos segundos antes de perder el conocimiento por lo que no le dieron el mérito a la señora Georgina "Tiny", en cambio en el año 1919, los señores Leslie Irvin y Floyd Smith presentaron los primeros saltos de caída libre en el centro de desarrollo y formación Wright donde se realizó de igual

¹⁰ National Air and Space Museum. The Royal Nassau balloon and Mr.Cocking .The Birth of Flight: NASM Collections; <<http://airandspace.si.edu/collections/artifact.cfm?id=A19680157000>>

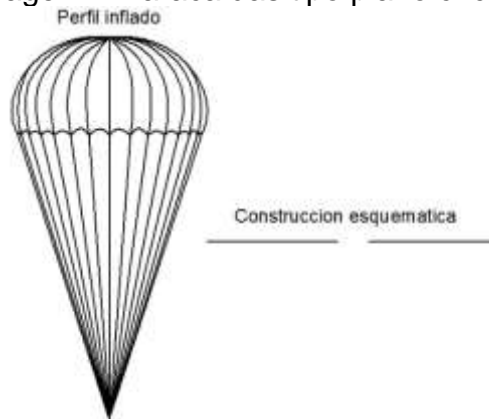
¹¹ E. G. Ewing, Op., cit., p. 34.

¹² Ibid.,p 2.

manera las pruebas de apertura del paracaídas, a ellos si se les dio el mérito, en el año 1924 se estandarizo el primer paracaídas diseñado para el personal militar, el cual tenía 24 m de diámetro de forma plano circular construido en tela solida de seda sujeto a un arnés de tres puntos¹³.

Desde finales de la Segunda Guerra Mundial se estandarizo un solo tipo de paracaídas tipo plano circular de seda (imagen 7) eran utilizados principalmente por los cuerpos militares del aire en Europa, Rusia, y los Estados Unidos implementándolos como medio de llegada de sus tropas en los ataques de una fuerza rápida de despliegue de los hombres de paracaidismo, para equipos, armas de planeadores y aviones, tales como la aeronave JU52/3M Junker. Alemania demostró la eficacia de las tropas en el aire entregándolas a la escena de la batalla por medio de paracaídas durante la Segunda Guerra Mundial.

Imagen 7. Paracaídas tipo plano circular.



Fuente: Autores del Proyecto.

3.1.3. Paracaídas deportivos. En la década de 1960 se desarrollaron paracaídas de tela sólida y paracaídas deportivos que fueron la modificación a los paracaídas solidos con ranuras simétricas (imagen 8) estos otorgaban una mayor estabilidad y velocidad de vuelo horizontal comparada con los paracaídas convencionales, hasta la fecha de hoy utilizan telas de menor porosidad¹⁴.

Otras clases de paracaídas deportivos son *parapentes*, *paracomanders* (imagen 9), *sierras*, y *papillon* (imagen 10) estos paracaídas son reconocidos por su maniobrabilidad e ineficiente funcionamiento debido a la gran diferencia entre las ranuras y forma del paracaídas¹⁵.

¹³ E. G. Ewing, Op., cit., p. 7.

¹⁴ MEYER, Op., Cit., p. 8.

¹⁵ MEYER, Op., Cit., p. 9.

Imagen 8. Paracaídas con ranuras simétricas deportivo.



Fuente: MEYER, Jan. An Introduction to Deployable Recovery Systems. Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico 87185 and Livermore, California, august 1985. p 9.

Imagen 9. Paracaídas *paracomanders* deportivo.



Fuente: MEYER, Jan. An Introduction to Deployable Recovery Systems. Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico 87185 and Livermore, California, august 1985. p 10.

El paracaídas paravela (*Parawing*) fue diseñado para generar una máxima sustentación y una máxima resistencia, fue usado en paracaidismo durante la década de 1960 hasta finales de la década de 1970 el paravela fue reemplazado por el parapente inventado en la década de 1960 por Domina Jalbert. El parapente es una superficie deformable de sustentación, que mantiene su perfil aerodinámico atrapando el aire entre dos membranas de forma rectangular, cosidas en el borde posterior y los lados pero abierto a la parte delantera, con varias costillas dentro de la superficies superior (extradós) y la superficie inferior (Intradós), este tipo de

paracaídas es utilizado principalmente con fines deportivos y de transporte de carga dirigida como se muestra en la (imagen 11)¹⁶.

Imagen 10. Paracaídas *papillon* deportivo.



Fuente: MEYER, Jan. An Introduction to Deployable Recovery Systems. Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico 87185 and Livermore, California, august 1985. p 12.

Imagen 11. Paracaídas tipo parapente.



BENOLOL, S; ZAPIRAIN, F. The Fastwing Project, Parafoil. Development and Manufacturing. Las Franquesas, Barcelona, Spain. 5 p.

3.1.4. Desarrollo espacial. Una de las aplicaciones más usadas hasta el día de hoy de los paracaídas es en el desarrollo espacial con el fin de reutilizar, salvar y proteger los diferentes dispositivos espaciales.

¹⁶ BENOLOL, S; ZAPIRAIN, F. The Fastwing Project, Parafoil. Development and Manufacturing. Las Franquesas, Barcelona, Spain. 5 p

En los años 60's en la Guerra Fría, se realizó el proyecto *Apollo* de la NASA (*National Aeronautical and Space Administration*) de los Estados Unidos (*EE.UU.*). Se llevaron a cabo pruebas y experimentos de diversos tipos de paracaídas¹⁷ donde se observó el comportamiento de los paracaídas con diversas configuraciones¹⁸. Entre los paracaídas principales y los paracaídas piloto o de arrastre¹⁹. La implementación de los paracaídas en los sistemas espaciales inicio con el cosmonauta Ruso Yuri Gagarin el primer ser humano en orbitar la Tierra desde el espacio el 12 de abril de 1961, en su regreso a la superficie terrestre durante el descenso de la capsula espacial *Vostok-1*²⁰. Como se observa en la imagen 12 Yuri Gagarin expulso un paracaídas para su desaceleración de la capsula a 6400 m de altura y luego descendió de este como se muestra en la imagen 13.

Imagen 12. Capsula Vostok 1.



Fuente: universe today [en linea]²¹

¹⁷ GROSS, Reinhold. Novel Canopy Designs and Utilization. Air Force Flight Dynamics Laboratory. Patterson Air Force Base. Ohio. 18 p

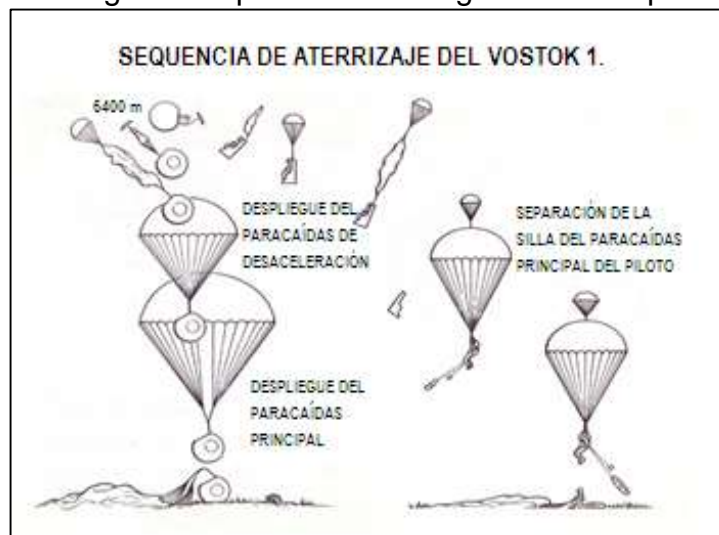
¹⁸ MEYER, Op., Cit., p. 10.

¹⁹ KIKER, John. The Apollo Earth Landing System. Braunschweig, West Germany. Septiembre 15 – 19. 1969. 47 p.

²⁰ JHONSON, Nicholas . The Soviet Year in the Space .Teledyne Brown Engineering. 1984. 44 p.

²¹ KREMER, Ken. Yuri Gagarin and Vostok 1 Photo Album – 50th Anniversary of Human Spaceflight. [en linea]. Estados Unidos. Abril 11 de 2011. disponible en internet: <http://www.universetoday.com/248/contact-me/>

Imagen 13. Diagrama expulsión Yuri Gagarin de la capsula Vostok 1.



Fuente: The Triumphs and Tragedies of the Space Race [En Línea]²²

Durante este suceso en la carrera espacial entre EE.UU. y la Ex-Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS) por alcanzar la Luna fue llevada a cabo la misión del *Apollo 11* de la NASA de Estados Unidos la cual arribó en la Luna el 20 de julio de 1969. En su regreso a la Tierra la cápsula *Apollo* implementó²³ 3 paracaídas para la reentrada atmosférica con sus tres tripulantes Neil Armstrong, Buzz Aldrin y Michael Collins²⁴ donde el descenso resultó exitoso puesto que el desempeño del sistema desacelerador no tuvo fallas como las presentó la misión del *Apollo 15*²⁵, donde no se desplegó uno de los paracaídas el 7 de agosto de 1971 como se puede observar en la (imagen 14).

A partir de allí se iniciaron investigaciones teóricas y experimentales para determinar el método adecuado para su reutilización en naves espaciales y aeronaves con paracaídas convencionales, por lo que empezaron a realizarse paracaídas con los parámetros como que el despliegue de este no fuera muy

²² MISSIONS TO THE MOON: The Triumphs and Tragedies of the Space Race [en línea] San Diego Aerospace Museum Archives. disponible en internet: < <http://crfntserver1.crf-usa.org/crf/crfddata/hdww2007/2711/vostok.html>>

²³ KNACKE, T. The Apollo Parachute Landing System .AIAA Second Aerodynamic Decelerator Systems Conference. Northrop Ventura Corp. Newbury Park, California. Septiembre 1968. 28 p.

²⁴ July 20, 1969: One Giant Leap for Mankind [En Línea]. Estados Unidos. National Aeronautics and Space Administration. July 19 of 2013. disponible en internet: <http://www.nasa.gov/mission_pages/apollo/apollo11_40th.html#.UespBY3rySo>

²⁵ Mission Evaluation Team. Apollo 15 Mission Anormally Report No.1 Main Parachute Failure. National Aeronautics and Space Administration Manned Spacecraft Center. Houston, Texas. Diciembre de 1971. 33 p.

violento, la resistencia al descenso fuera lo más alta posible, la estabilidad del paracaídas fuese la más óptima para su desaceleración, el proceso de manufactura debía ser simple y su mantenimiento el más sencillo.

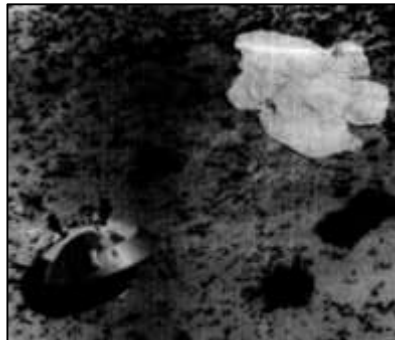
Imagen 14. Falla de uno de los paracaídas de la misión *Apollo 15*.



Fuente: Nasa space flight [en línea]²⁶

En el año 1976 se usaron los primeros paracaídas aeroespaciales en otros planetas que efectuaron aterrizajes exitosos de las dos naves Viking²⁷ que descendieron en el planeta Marte como se muestra en la imagen 15.

Imagen 15. Nave Viking en la superficie del planeta Marte.



Fuente: R. Reginald. Flight Tests of Viking Parachute System in Three Mach number Regimes. Hampton, va. National Aeronautics and Space Administration Washington, D. C. Octubre de 1974. p.163.

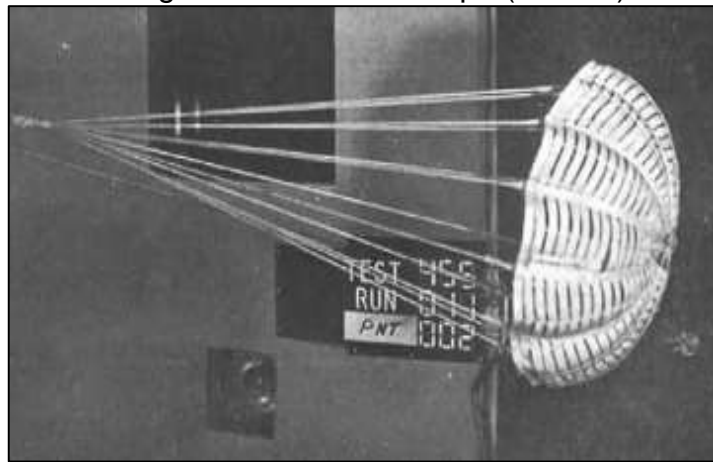
²⁶ S71-41999 (7 Aug. 1971). THE APOLLO 15 COMMAND MODULE (CM), with astronauts David R. Scott, commander; Alfred M. Worden, command module pilot; and James B. Irwin, lunar module pilot [en línea] Estados Unidos. National Aeronautics and Space Administration. Enero 1 de 2012. disponible en internet: <<http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/apollo/apollo15/html/s71-41999.html>

²⁷ Fuente: R. Reginald. Flight Tests of Viking Parachute System in Three Mach number Regimes. Hampton, va. National Aeronautics and Space Administration Washington, D. C. Octubre de 1974. p.163.

El desarrollo de despliegue de modernos paracaídas a velocidades supersónicas y mayores altitudes empezó con las investigaciones y aplicaciones en los vehículos aeroespaciales en el año 1938²⁸ con Knacke y Madelung quienes desarrollaron el paracaídas (*Ribbon*) o paracaídas de anillos, este paracaídas tiene un diseño anular con cintas estrechamente separadas entre ellas, (imagen 16), se despliega a velocidades supersónicas para desaceleraciones con cargas pesadas alrededor de 79378,67 Kg a 95254,40 Kg²⁹.

Después de la Segunda Guerra Mundial Knake invento las ranuras de anillo en los paracaídas (*Ring Lost Parachute*) que son usados para moderadas velocidades subsónicas y transónicas.

Imagen 16. Paracaídas tipo (*Ribbon*).



Fuente: PEPPER, William. Development of a Parachute Recovery System for a Reentry Nose Cone (NRV). Sandia Laboratories. Texas. Septiembre de 1997. p.21.

En el año 1941 el Laboratorio Nacional de Sandia (*Sandia National Laboratories*) para la investigación y el desarrollo principalmente en ingeniería utilizó el paracaídas para cargas útiles de cohetes, proyectiles de artillería y vehículos para regresar a la superficie del planeta Tierra. A finales de 1942 los materiales para la fabricación de paracaídas fueron desarrollados artificialmente debido a la falta y escasez de la seda. El paracaídas (*Ring Sail*) desarrollado por el señor Ewing se utilizó para desacelerar cargas útiles en bajas velocidades subsónicas y moderados despliegues. El paracaídas (*Ring sail*) fue utilizado como la etapa final de desaceleración de diferentes proyectos espaciales como; *Mercury*, *Gémini* y *Apollo*

²⁸ GUGLIERI, Giorgio. Introduction to Parachute Subsonic Aerodynamics. Torino (Italia). p. 2.

²⁹ WOLF, Dean F. Parachute Materials and Stress Analysis. Parachute seminar. 3^{ra} International Planetary Probe Workshop. 62 p.

como se muestra en las imágenes 17,18 y 19. Y misiles guiados V1 y V2, este modelo de paracaídas se usó debido a su lenta inflación y estabilidad.³⁰

Imagen 17. Paracaídas *Ring Sail* de 19,2 m de diámetro proyecto Mercury.



Fuente: Research and Development Phase of Project Mercury [En Línea]³¹

Imagen 18. Prueba del paracaídas, proyecto *Gemini*.



Fuente: Development and Qualification of project Gemini [en línea]³²

³⁰ MAYDEW. R.C. and PETERSON.C.W. Design and Testing of High-Performance Parachutes, AGAR Dograph 319, publicado en noviembre de 1991.

³¹ Research and Development Phase of Project Mercury Research and Development Phase of Project Mercury [en Línea] estados unidos . National Aeronautics and Space Administration. Enero 30 of 1960. disponible en internet:< <http://history.nasa.gov/SP-4001/p2a.htm>>

³² Development and Qualification January 1963 through December 1963, Water impact test of the Gemini parachute recovery system in the Salton Sea, California. (Northrop Ventura Photo 0748-65-33328, undated.) [en línea] estados unidos California National Aeronautics and Space Administration. Agosto 8 de 1963. disponible en internet:< <http://history.nasa.gov/SP-4002/p2a.htm>>

Imagen 19. Descenso de la capsula con paracaídas misión *Apollo 16*.



Fuente: NASA human space flight [en línea]³³

El señor Heinrich inventó el paracaídas *Guide Surface* (imagen 20) utilizado como un paracaídas piloto el cual inicia el despliegue del paracaídas principal o la estabilización del vehículo en vuelo supersónico a Mach 3³⁴.

Imagen 20. Paracaídas *Guide Surface Ribbles*.



Fuente: MEYER, Jan. An Introduction to Deployable Recovery Systems. Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico 87185 and Livermore, California, august 1985. p 8.

El paracaídas *hyperflo*³⁵ como se muestra en la imagen 21 fue desarrollado por Sims, se utiliza como un paracaídas piloto que opera en velocidades en un dominio de Mach 1 a Mach 5.

³³ The Apollo 16 Command Module (CM), with astronauts John W. Young, Thomas K. Mattingly II, and Charles M. Duke Jr. [en línea] Estados Unidos. National Aeronautics and Space Administration. Enero 11 of 2012. disponible en internet: <<http://spaceflight.nasa.gov/gallery/images/apollo/apollo16/html/s72-36291.html>>

³⁴ MEYER, Op., Cit., p. 8.

³⁵ MAYDEW. R.C. and PETERSON.C.W. Design and Testing of High-Performance Parachutes, AGAR Dograph 319, publicado en noviembre de 1991. p.55

Imagen 21. Paracaídas *Hiperflo*



Fuente: MEYER, Jan. An Introduction to Deployable Recovery Systems. Sandia National Laboratories Albuquerque, New Mexico 87185 and Livermore, California, august 1985. p 9.

Otras misiones espaciales implementaron paracaídas como lo fueron la misión (*Pioneer venus*) al planeta venus en el año de 1978 utilizo un paracaídas cónico tipo Ribbon con un diámetro de 4,94 m liberado a una altura de 67,1 km con un Mach de 0,8. La misión *Galileo* hacia el planeta Júpiter de 1995 utilizo 2 etapas en su descenso, una primera etapa con un paracaídas piloto desacelerador de 1,14 m de diámetro, cónico tipo *Ribbon* en un régimen de velocidad de 0,91 a 1,01 Mach en la segunda etapa implemento un paracaídas de 3,8 m de diámetro cónico tipo Ribbon en un régimen de velocidad de 0,87 a 0,97 Mach. La misión espacial (*Mars Pathfinder*) del año de 1997 arribó al planeta Marte con una sola etapa en la cual llevaban paracaídas tipo *Disk Gap Band* con un diámetro de 12,7 m descendiendo de un rango altitud de 7,5 a 12,1 km de la superficie marciana a un régimen de velocidad de 1,7 a 2,3 Mach³⁶.

En enero de 2004 se llevó a cabo el programa (*The Mars Exploration Rover (MER)*) esta misión espacial llego al planeta Marte con dos robots llamados Spirit y Opportunity que en su descenso a la superficie marciana desplego un paracaídas tipo *Disk Gap Band* de 14,1 m³⁷ de diámetro a 10 km de altitud una velocidad de Mach 2³⁸ por medio de una carga explosiva este paracaídas fue probado en su etapa de diseño en túneles de viento³⁹ a diversas escalas como se observa en las

³⁶ LINGARD, Steve. Parachute for Space Use. [Diapositivas].2005

³⁷ WITKOWSKY, Allen. *et al.* Mars Exploration Rover Parachute System Performance. AIAA. 6 p.

³⁸ WITKOWSKY, Allen; BRUNO, Robbin. Mars Exploration Rover Parachute Decelerator System Program Overview. AIAA. 8 p.

³⁹ CRUZ, J.R. Wind Tunnel Testing Of Various Disk Gap Band Parachutes. AIAA 2003-2129. Hampton, Va. Mayo 19-22 2003. Monterey, California 17 p.

imágenes 22 y 23, igualmente las pruebas para el análisis del paracaídas a grandes alturas fueron realizadas por medio de un globo atmosférico que llevaba sujeto el paracaídas en su parte inferior como se muestra en la imagen 22 el cual se desplegó en un régimen de velocidades subsónicas⁴⁰.

Imagen 22. Paracaídas a escala en túnel de viento del programa MER.



Fuente: CRUZ, J. R. Wind Tunnel Testing of Various Disk-Gap-Band Parachutes. AIAA 2003-2129. NASA Langley Research Center, Hampton, VA. 19-22 de mayo de 2003. P. 6.

Imagen 23. Paracaídas escala real en túnel de viento del proyecto MER.



Fuente: In-situ Exploration and Sample Return: Entry, Descent, and Landing NASA [En Línea]⁴¹

⁴⁰ MITCHELTREE, R. et al. High Altitude Test Program for a Mars Subsonic Parachute. AIAA. 11 p.

⁴¹ In-situ Exploration and Sample Return: Entry, Descent, and Landing nasa [en línea] estados unidos, California. National Aeronautics and Space Administration. Disponible en internet: http://marsrover.nasa.gov/technology/is_entry_descent_landing-01.html

Imagen 24. Descenso paracaídas de prueba en globo atmosférico.



Fuente: CRUZ, J. R. Wind Tunnel Testing of Various Disk-Gap-Band Parachutes. AIAA 2003-2129. NASA Langley Research Center, Hampton, VA. 19-22 de mayo de 2003. p. 10.

La misión al satélite natural Titán del planeta Saturno llamada *Cassini Huygens* arribó en el año 2005 con un paracaídas tipo *Disk Gap Band* de diámetro 8,3 m que fue desplegado en un régimen de velocidad de 1,38 a 1,73 Mach.

En el programa espacial Constelación (*Constellation*) de la NASA, el cual tiene entre sus objetivos el regreso del hombre a la Luna, se han llevado a cabo pruebas con cohetes sólidos y líquidos reutilizables con paracaídas esféricos tipo *Ribbon*. Este paracaídas consta de un diámetro nominal de 20,73 m y una geometría porosa del 19,5% elaborado con membranas estructurales de kevlar y nylon para el despliegue de este paracaídas se utilizaron 3 etapas de paracaídas desaceleradores⁴² las pruebas descenso se realizaron con diferentes cargas pagas como los cohetes Ares entre otros, como se ve en la imagen 25, estas pruebas se realizaron en noviembre 15 del año 2007 el sistema fue lanzado desde la aeronave C17.

El uso del paracaídas continuó en las misiones espaciales de la Agencia de Exploración Aeroespacial de Japón (JAXA),⁴³ con la sonda *Hayabusa* que tomaba muestras al asteroide Itokawa en el año 2003 y llegó al planeta Tierra el 10 de junio del 2010, utilizó un paracaídas para su descenso en Australia como se muestra en la imagen 26.

⁴² SCHMIDT, Jason. MSFADDEN, Petter. Reefing Of Quarter Spherical Ribbon Parachutes Used in the Ares I First Stage Deceleration System. AIAA. 2009. 5 p.

⁴³ Hayabusa'S Return Journey To Earth The Final Stage . [En línea]. Japan. Japan Aerospace Exploration Agency. Disponible en internet: http://www.jaxa.jp/article/special/hayabusa/index_e.html

Imagen 25. Prueba de descenso con diferentes cargas en paracaídas ARES.



Fuente: Success for Second Ares Main Parachute Test [En Línea]⁴⁴

Imagen 26. Sonda espacial *Hayabusa* en desierto Australiano.



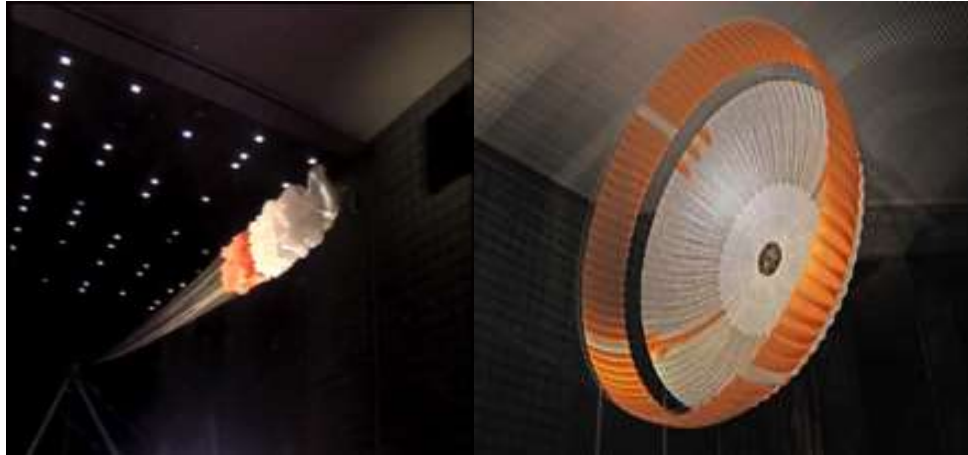
Fuente: Zolensky, Mike. Hayabusa Mission Update [diapositivas]. 26 p.

Durante los años 2007 al 2009 se realizaron las pruebas en túnel de viento del paracaídas *Disk Gap Band* del programa espacial *Curiosity*⁴⁵ como se muestra en la imagen 27, El más reciente paracaídas supersónico de entrada interplanetario arribo al planeta Marte el 6 de agosto del año 2012 llevando acabo su descenso como se muestra en la imagen 28 tomada por el transmisor en órbita del proyecto *Curiosity* que descendía al planeta Marte.

⁴⁴ Success for Second Ares Main Parachute Test NASA/MSFC [en línea] estados unidos, noviembre 15 de 2007.. National Aeronautics and Space Administration. Disponible en: <http://www.nasa.gov/mission_pages/constellation/multimedia/photos07-126_2.html>

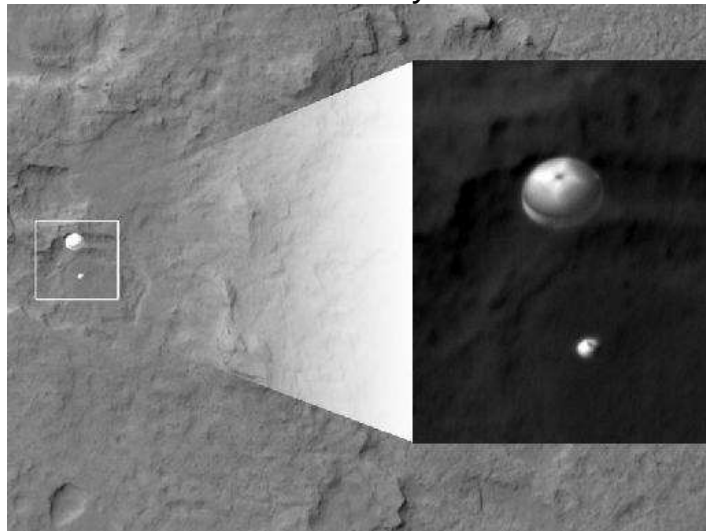
⁴⁵ Parachute Deceleration System Testing NASA. [En Línea].Estados Unidos, Arizona. National Aeronautics and Space Administration. Agosto 6 de 2012. disponible en internet: <http://www.nasa.gov/centers/ames/research/msl_parachute.html>

Imagen 27. Paracaídas de la misión *Curiosity* en pruebas de despliegue en túnel de viento.



Fuente: Fuente: Parachute Deceleration System Testing [en línea]⁴⁶

Imagen 28. Paracaídas de la misión *Curiosity* descendiendo en el planeta Marte.



Fuente: Parachute Deceleration System Testing [en línea]⁴⁷

Se han llevado a cabo las pruebas⁴⁸ de los paracaídas *Orión* desde el año 2010 del proyecto de la capsula de traslado multipropósito de la NASA del programa

⁴⁶ CULLER, Jessica. Parachute Deceleration System Testing [en línea]. Estados Unidos. National Aeronautics and Space Administration. Agosto 6 of 2012. disponible en: < http://www.nasa.gov/mission_pages/mars/images/msl-20090422.html>

⁴⁷ CULLER, Jessica. Parachute Deceleration System Testing [en línea]. Estados Unidos. National Aeronautics and Space Administration. Agosto 6 of 2012. disponible en: < http://www.nasa.gov/centers/ames/research/msl_parachute.html>

⁴⁸ LICHODZIEJEWSKI, David. et al. Development and Testing of the Orion CEV Parachute Assembly System (CPAS). AIAA. 12 p.

constellation, se ha probado su despliegue y comportamiento como se muestra en la imagen 29 realizando lanzamientos desde una altura de 7650 m⁴⁹ en el desierto de Arizona para detectar las posibles fallas⁵⁰ que puedan tener los paracaídas *Orión* en su desarrollo al llevar a cabo una prueba con tripulación humana en el año 2014⁵¹. Hasta la fecha de hoy se han desarrollado diferentes experimentos y análisis de los paracaídas, utilizando los distintos cuerpos aeroespaciales existentes con el propósito de que estos lleguen a la superficie de la Tierra u otro planeta en óptimas condiciones.

Imagen 29. Pruebas de descenso de los paracaídas Orión en desarrollo.



Fuente: Orión Parachute Drop Test [en línea]⁵²

3.1.5. Otras aplicaciones. Desde el siglo XX se han realizado investigaciones en una de las aplicaciones de los paracaídas como lo son las bengalas MK45, MK36, MK 24 entre otras, se han ejecutado experimentos con diferentes tipos de

⁴⁹ NASA Puts Orion Backup Parachutes to the Test. [En línea]. Estados Unidos, Arizona National Aeronautics and Space Administration. Diciembre 20 de 2012 disponible en internet: <http://www.nasa.gov/exploration/systems/mpcv/backup_parachute_tests.html#.Uesgw43rySo>

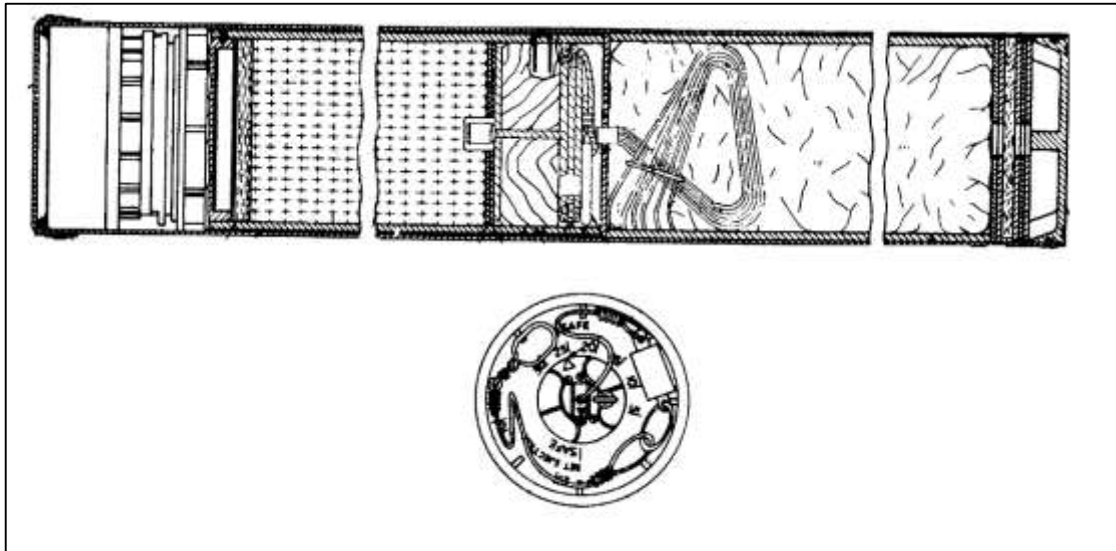
⁵⁰ FUQUA, Bryan. Development of the initial main parachute Failure Probability for the Constellation Program (CxP) Orion Crew Exploration Vehicle (CEV) Parachute Assembly System (CPAS). ENRE 655 Class Project. Abril 1 de 2010. 21 p.

⁵¹ NASA Puts Orion Backup Parachutes to the Test. [En línea]. Estados Unidos, Arizona National Aeronautics and Space Administration. Diciembre 20 de 2012 disponible en internet: http://www.nasa.gov/exploration/systems/mpcv/backup_parachute_tests.html#.Uesgw43rySo

⁵² GARCIA, Mark. Orion Parachute Drop Test on May 1, 2013 [en línea]. Estados Unidos. National Aeronautics and Space Administration. Julio 9 of 2013. Disponible en: http://www.nasa.gov/exploration/systems/mpcv/gallery/parachute_testing/jsc2013e028102.html#.Ueuma409_C9

configuración de paracaídas estudiando las posibles disposiciones y materiales que mejor se adaptan al lanzamiento de la bengala desde una aeronave, en estas investigaciones también se estudió la velocidad media del descenso, el costo beneficio de los paracaídas, la estabilidad del paracaídas, investigaciones telemétricas de apertura⁵³ y configuración de la bengala para la expulsión del paracaídas desde esta (imagen 30).⁵⁴

Imagen 30. Configuración del paracaídas dentro de bengala MK24.



Fuente: Department of the Army Technical Manual, Operator's and Organizational Maintenance Manual Flare. Aircraft: Parachute mk24, all mods. Headquarters, Department of the Army. Diciembre de 1972.

Los paracaídas también se han utilizado en los últimos tiempos en aeronaves y transbordadores espaciales para su desaceleración en la pista de aterrizaje ayudando a reducir la longitud de pista (imagen 31), los paracaídas hacen parte fundamental para el aterrizaje de los vehículos de prueba orbital Boeing X-37⁵⁵ y X-38⁵⁶

⁵³ R. Koch, r. L. Richardson, j. W. Leonard. Mk 45 aircraft parachute flare optimization program evaluation of experimental parachutes 4 parachute materials flight test series no. 2

⁵⁴ Department of The Army Technical Manual, Operator's And Organizational Maintenance Manual Flare, Aircraft: Parachute mk24, all mods. Headquarters, Department of the Army. December 1972

⁵⁵ WHITMORE, Stephen. et al. Development and Testing of a Parachute System for X-37 ALTV/B-52H Separation. AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada. Enero 5-8 2004. 33 p.

⁵⁶ STEIN, Jenny. Parachute Testing for the NASA X-38 Crew Return Vehicle. NASA Johnson Space Center. Houston, Texas. 25 p.

Imagen 31. Aterrizaje y frenado del transbordador espacial Atlantis por medio de un paracaídas.



Fuente: space shuttle sts 125 nasa [en línea]⁵⁷

La primera implementación de un paracaídas en la aviación civil y comercial en el siglo XXI, específicamente en octubre del año 2002 fue cuando un piloto desplegó el paracaídas del avión Cirrus SR22 el cual aterrizó sin problemas en un árbol de Mesquite Grove Texas, El piloto resultó ileso en el aterrizaje de la aeronave sin tener daños significantes, esta hazaña es conocida en la aviación como la primera aplicación de emergencia de un paracaídas en un fuselaje de una aeronave de bajo performance certificada, la aplicación de este sistema de recuperación de emergencia de aviones ligeros de bajo costo empezó con el programa (*Small Business Innovation Research*) de la NASA (SBIR) en 1994, este sistema se implementó en las aeronaves ligeras como se muestra en la imagen 32, estos paracaídas son utilizados en emergencias que amenazan la vida de sus tripulantes no solo ha sido usado por la aeronave Cirrus SR22, se puede encontrar en la aeronave KC-100⁵⁸ y la mayoría de las nuevas aeronaves de bajo performance de los últimos tiempos. En la actualidad la mayoría de aeronaves experimentales del Brasil tienen este tipo de sistemas⁵⁹.

⁵⁷ SPACE SHUTTLE STS 125 nasa [en línea] estados unidos, . National Aeronautics and Space Administration. Enero 30 of 1960. Disponible en: internet: http://www.nasa.gov/mission_pages/shuttle/shuttlemissions/sts125/multimedia/gallery/ED09-0127-04.html

⁵⁸ DONG, Hung Lee. et al. Design And Testing of the KC 100 Spin Recovery Parachute System (SRPS). Int'J. of Aeronautical & Space Sci. 2012 117-125 p.

⁵⁹ RINK, CHRIS. NASA Help Create A Parachute To Save Lives, Planes. [En Línea]. Hampton, Va. National Aeronautics and Space Administration. November 20 of 2002. disponible en internet: <<http://www.nasa.gov/centers/langley/news/releases/2002/02-087.html>>.

Imagen 32. Aeronave Cirrus SR22 pruebas de sistema de emergencia de paracaídas.



Fuente: Parachuting to safety [en línea]⁶⁰

3.1.6. Colombia. Desde el 2011 la empresa colombiana ANTARES IAC fabrica paracaídas certificados internacionalmente para frenado de aeronaves de combate (Drag chute), para reserva T10-R (paracaídas de reserva), para pilotos IAC-9 (paracaídas de emergencia) y para tropas (paracaídas maniobrables)⁶¹

A nivel institucional desde el año 2012 en Colombia, el semillero de investigación AERODES&I ha investigado el comportamiento de los paracaídas en túneles⁶² de viento con la colaboración del túnel de viento de la Escuela De Ingeniería De Sao Carlos – Universidad De Sao Paulo en Brasil. En el túnel de viento de la universidad se ha visualizado el comportamiento del flujo alrededor del paracaídas con ayuda de un generador de humo como se observa en la imagen 33 y se ha calculado el coeficiente de arrastre que se obtuvo en las pruebas las cuales se compararon con simulaciones CFD^{63,64}.

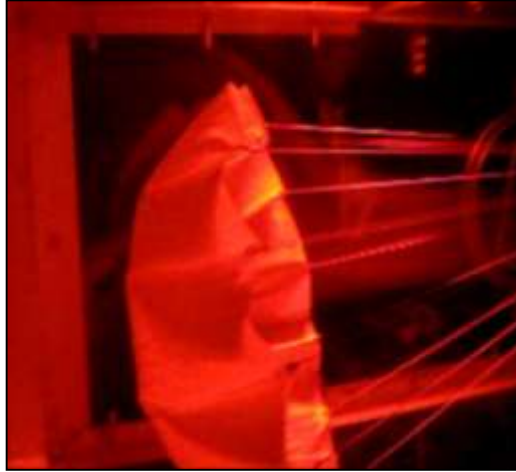
⁶⁰ COMMERCIAL BENEFITS—SPINOFFS. PUBLIC SAFETY. Disponible en internet: http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20020080316_2002127568.pdf

⁶¹ Antares IAC. Bogotá <<http://www.antares-iac.com/>>

⁶² MACHA. J. Michael and BUFFINGTON. Robert J., An experimental Investigation of wall-interference corrections for parachute in closed wind tunnel, vol. 27 NO. 4g, Sandia National Laboratories, Albuquerque, new Mexico 87185

⁶³ CERON. Hernán, et al. Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda. Bogotá, 10 p

Imagen 33. Flujo del paracaídas en el túnel de los Libertadores.



Fuente: CERON. Hernán, *et al.* Análisis computacional de flujo atmosférico alrededor del sistema de recuperación de un cohete sonda. Bogotá, 10 p.

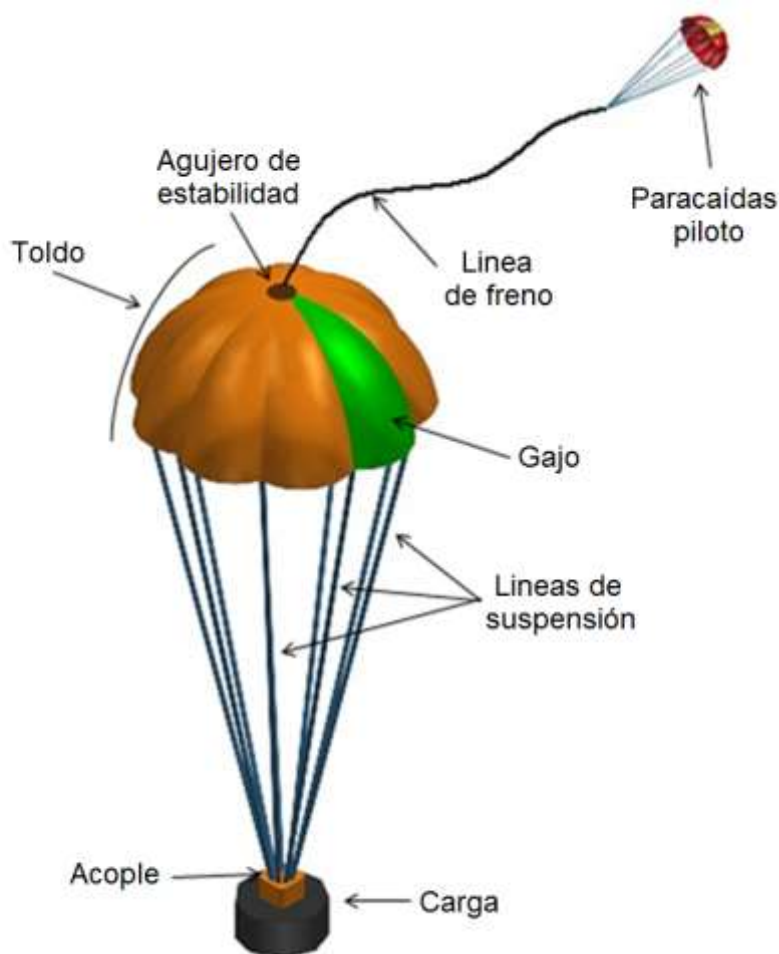
Teniendo en cuenta este capítulo la aplicación principal del paracaídas es disminuir la velocidad de descenso del objeto que este transporta, para que la fuerza de impacto de la carga con la superficie terrestre o extraterrestre no afecte el objeto y en la mayoría de los casos sea reutilizable.

⁶⁴ J.H. Strickland, G.F. Homicz, and V.L. Porter, A 3-D Vortex Code for Parachute Flow Predictions: VIPAR Version 1.0, Julio de 2002gg

4. CONFIGURACIÓN DEL PARACAÍDAS.

El paracaídas es la unión de todos los elementos que conforman el sistema de recuperación desplegable (imagen 34), la configuración de los paracaídas está establecido por las cargas y velocidades de descenso, para las velocidades entre 77 m/s y 102 m/s el paracaídas consiste del paracaídas principal el cual es desplegado por línea de freno y un paracaídas piloto. Para velocidades mayores a 102 m/s, el sistema debe estar constituido de un paracaídas de sistema múltiple que es desplegado en su primera etapa por el paracaídas piloto y en la segunda etapa por un paracaídas de arrastre. Seguimiento del paracaídas principal⁶⁵.

Imagen 34. Configuración típica de un sistema de recuperación de un paracaídas.



Fuente: Autores del Proyecto.

A continuación se explica cada una de las partes principales que hacen parte del paracaídas, independiente de su diseño o configuración:

⁶⁵ E. G. Ewing, Op., Cit., p. 236

4.1. CARGA (PAYLOAD).

La carga paga es un dispositivo o componente valioso a recuperar minimizando la velocidad que este lleva para traerlo seguro a tierra y reducir su impacto del cual se obtendrá un beneficio ya sea económico, académico o experimental, este depende de la aplicación en la que se utiliza el paracaídas como; recuperación de vehículos aéreos (imagen 35), desaceleración de aeronaves (imagen 36), misiones especiales (imagen 37), recuperación de personas (imagen 38), entrega (imagen 39) y municiones de rastreo (imagen 40) entre otros.

Imagen 35. Recuperación de Vehículos aéreos.



Fuente: [en línea]⁶⁶

Imagen 36. Desaceleración de aeronaves.



Fuente: [en línea]⁶⁷

⁶⁶ DUNBAR, Brian. NASA [en línea]. Estados Unidos. National Aeronautics and Space Administration. Septiembre 30 de 2013. Disponible en: < http://www.nasa.gov/images/content/315657main_image_1295_946-710.jpg >

⁶⁷ IWAI, Juro. K-fir C-10 F.A.C. Red Flag 2012. Fuerza Aérea Colombiana. Colombia 2012. Disponible en : < http://ejercitodecolombia.blogspot.com/2012_07_22_archive.html >

Imagen 37. Recuperación especial.



Fuente: [en línea]⁶⁸

Imagen 38. Recuperación de personas.



Fuente: [en línea]⁶⁹

Imagen 39. Entrega.



Fuente: [en línea]⁷⁰

⁶⁸ MARIN. Daniel, Eureka [En línea]. Agosto de 2013. Disponible en: <<http://danielmarin.blogspot.com>>

⁶⁹ AEROFORO. [En línea]. 2013. Disponible en < <http://www.aeroforo.com> >

⁷⁰ FUERZA AÉREA PARAGUAYA. [En línea]. 2013. Disponibles en <<http://www.fuerzaaerea.mil.py> >

Imagen 40. Municiones de retraso.

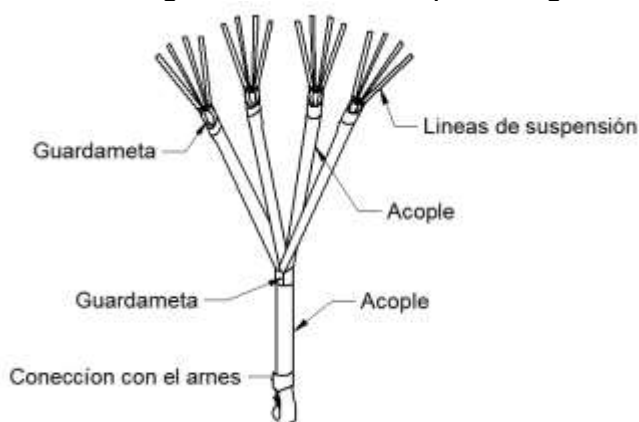


Fuente: [en línea]⁷¹

4.2. ACOUPLE (*RISER*).

Los acoples son la conexión entre las líneas de suspensión y el soporte del arnés que va a la carga, son hechos de textil con el propósito de reforzar las cargas aplicadas por el toldo, cuando el sistema tiene más de un acople las líneas de suspensión son divididas en grupos conectadas por medio de un conector de enlace o un guardameta en el punto de confluencia, el guardameta es una longitud de cinta formada como un collar apretado alrededor de las líneas de suspensión o acoples para resistir las fuerzas de partición y evitar una desconexión inadvertida en los extremos de las líneas de suspensión (imagen 41).⁷²

Imagen 41. Configuración de un acople con guardametas.



Fuente: Autores del Proyecto.

⁷¹ SEASAFE. [En línea]. 2013. Disponible en < <http://seasafe.es> >

⁷² MEYER, Op., Cit., p. 16

4.3. ESLABÓN GIRATORIO (SWIVEL).

Los eslabones son integrados en los acoples o en su defecto a las líneas de suspensión. Es un sistema de rotación también conocido como dispositivos giratorios que evitan la rotación inducida por el balanceo y la torsión de las líneas de suspensión del paracaídas o la carga, son disponibles de varios tamaños y configuraciones. (Imagen 42).⁷³ Evitando que se enreden y reduzcan el área efectiva.

Imagen 42. Eslabones giratorios.



Fuete: Autores del proyecto.

4.4. ARNÉS (HARNESS).

El arnés es el dispositivo que se utiliza para mantener la carga útil sujeta al sistemas del paracaídas y va a uno de los extremos del acople o eslabón giratorio si este es utilizado. El arnés puede ser de sujeción permanente y de liberación rápida. El de liberación rápida es aplicado para los paracaídas deportivos con el fin de desconectarse en caso de una falla o despliegue del paracaídas de reserva, otra aplicación es para cargas útiles cuyo destino final es el océano con el fin de recuperar el paracaídas y la carga por separado.⁷⁴ (Imagen 43).

Imagen 43. Diferentes tipos de arneses.



Fuente: Autores del proyecto.

⁷³ E. G. Ewing, Op., Cit., p. 136

⁷⁴ MEYER, Op., Cit., p. 16

4.5. LÍNEAS DE SUSPENSIÓN (*SUSPENSION LINES*).

Las líneas de suspensión son las que transmiten la fuerza de retardo para el cuerpo del toldo. Usualmente son el medio por el cual se sujeta la carga al toldo, Las líneas de suspensión comúnmente van continuas, van sujetas desde los acoples hasta el toldo a lo largo del eje radial entre los gajos.⁷⁵ En algunos casos las líneas de suspensión atraviesan el orificio de estabilidad sujeto al gajo por medio de una costura a lo largo del mismo diámetro.⁷⁶ (Imagen 34).

4.6. LÍNEA DE FRENO (*BRIDLE*).

Es una cuerda conectora usada para atar el paracaídas piloto con la bolsa del paracaídas principal o la parte superior del paracaídas principal. La función de esta línea es dar la distancia suficiente entre el paracaídas piloto y la carga antes de extraer el paracaídas principal. La longitud debe permitir que el paracaídas piloto desplegado no se encuentre en la zona de flujo turbulento generado por la carga, una línea de freno muy larga puede inducir fuerzas mayores que las necesarias para tirar del paracaídas principal lo que podría causar daños, también aumentara el tiempo de despliegue. Una línea de freno demasiado corta puede impedir completamente el despliegue del paracaídas piloto ya que se queda atrapado en la zona de recirculación de flujo turbulento.⁷⁷ (Imagen 34).

4.7. TOLDO (*CANOPY*).

El toldo es la superficie de tela que al inflarse da una forma semiesférica que proporciona una fuerza aerodinámica total la cual es la suma de la sustentación (*Lift*) y la resistencia (*Drag*). El toldo genera un retardo o fuerza estabilizadora cuando el aire atraviesa por el cuerpo que está cayendo o en movimiento. (Imagen 34) La forma del toldo varía según la modificación de parámetros de diseño y esta configuración es la que distingue un paracaídas de otro.⁷⁸

4.8. FALDA (*SKIRT*).

La función de este sistema es controlar y frenar el despliegue, consta de un dispositivo de restricción de inflado del toldo que actúa en un apropiado tiempo. Es una banda circunferencial alrededor de la parte inferior del toldo que simula el

⁷⁵ MEYER, Ibid., p. 16.

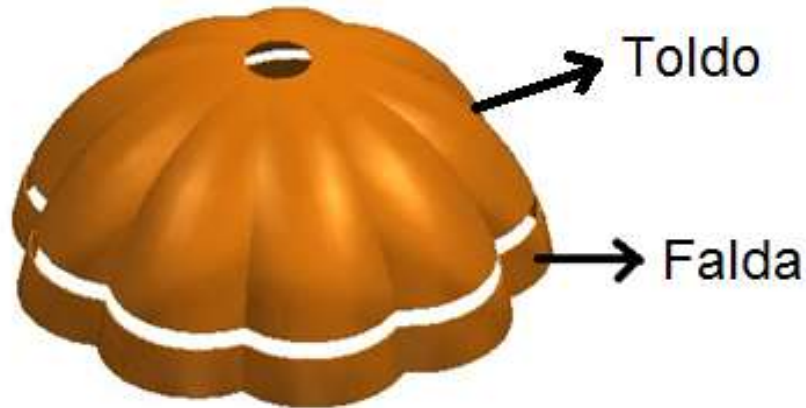
⁷⁶ E. G. Ewing, Op., Cit., p. 133.

⁷⁷ MEYER, Op., Cit., p. 17.

⁷⁸ MAYDEW, Op., Cit., p. 15.

efecto temporal de un paracaídas más pequeño que permite la inflación completa del toldo.⁷⁹ (Imagen 44).

Imagen 44. Falda del paracaídas.



Fuente: Autores del proyecto.

4.9. PARACAÍDAS PILOTO (*PILOT CHUTE*).

El paracaídas piloto es un pequeño paracaídas también conocido como paracaídas de freno (*drogue chute*), éste es desplegado antes del paracaídas principal con el fin de estabilizar la carga. El despliegue de este paracaídas provee la fuerza para extraer el paquete del paracaídas principal por medio de un tirón fuerte cuando la carga está estable. Una segunda función es proveer una pequeña cantidad de desaceleración generando también una tensión en las líneas de suspensión a la hora del despliegue.⁸⁰ (Imagen 34).

4.10. BOLSA (*BAG*).

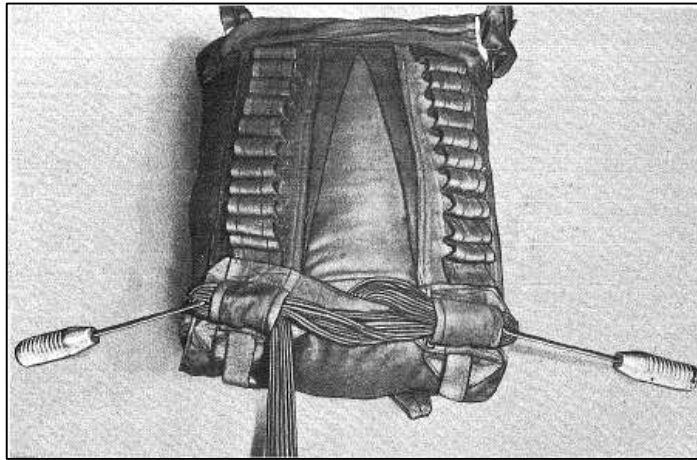
Es el lugar de almacenamiento donde va ordenado el toldo con las líneas de suspensión y los acoples. Esta bolsa tiene como fin tener un despliegue de las líneas y el toldo en forma ordenada, controlada y progresiva. El sistema debe ser de fácil y segura apertura. Antiguamente estos dispositivos fueron contruidos en lona en forma de mochila, hoy en día está contruido por materiales sintéticos como nylon, dracon o poliéster ya que son más durables y ligeros que la lona. En algunos casos para cohetes sonda, cilindros, etc., donde el container puede ser desechado parcial o completamente, se utiliza una carcasa metálica.⁸¹ (Imagen 45).

⁷⁹ MEYER, Op., Cit., p. 15.

⁸⁰ E. G. Ewing, Op., Cit., p. 130.

⁸¹ MEYER, Op., Cit., p. 16.

Imagen 45. Bolsa para paracaídas.

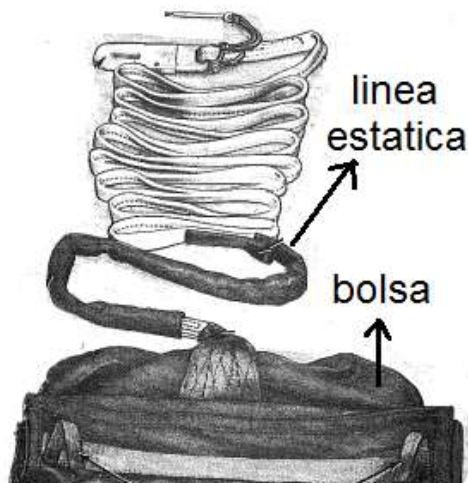


Fuente: parachute personnel troopback 35 foot diameter nylon canopy (type T-10).
Technical Manual TM 10-1670-213-23. Department of the Army. Washington, D.C.
September 1963. 64 p.

4.11. LÍNEA ESTÁTICA (*STATIC LINE*).

Es una línea fija entre el cuerpo de lanzamiento y la parte superior del paracaídas (*ápex*) o entre el cuerpo de lanzamiento y la bolsa de despliegue, son similares a las líneas de freno en diseño y materiales pero su longitud está determinada por la distancia mínima de seguridad para el cuerpo de lanzamiento.⁸² (Imagen 46)

Imagen 46. Línea estática.



Fuente: parachute personnel troopback 35 foot diameter nylon canopy (type T-10).
Technical Manual TM 10-1670-213-23. Department of the Army. Washington, D.C.
September 1963. 64 p.

⁸² E. G. Ewing, Op., Cit., p. 131

4.12. CORDÓN DE RUPTURA (*BREAK CORD*).

Un cordón de ruptura es un hilo o cinta utilizado como enlace de retención el cual está destinado a romperse bajo una carga durante el despliegue comúnmente este cordón se usa para conectar la línea estática con el paracaídas.⁸³ (Imagen 47)

Imagen 47. Cordón de ruptura.

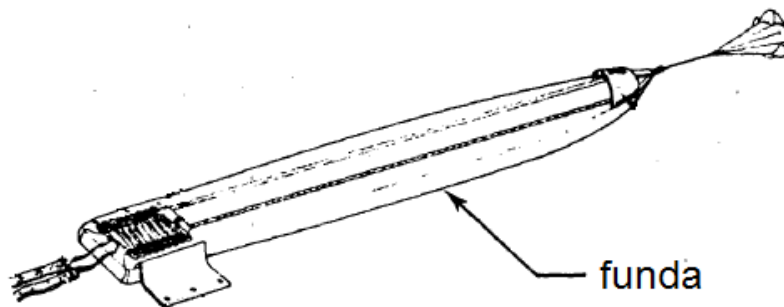


Fuente: parachute personnel troopback 35 foot diameter nylon canopy (type T-10). Technical Manual TM 10-1670-213-23. Department of the Army. Washington, D.C. September 1963. 64 p.

4.13. FUNDA (*SLEEVE*).

Una funda es un tubo de tela cónico utilizado para contener y restringir el toldo estirado durante el proceso de implementación⁸⁴, (Imagen 48).

Imagen 48. Funda del paracaídas.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p.

⁸³ E. G. Ewing, Op., Cit., p. 131.

⁸⁴ Ibid., p.132.

4.14. AGUJERO DE ESTABILIDAD (VENT).

Pequeño círculo abierto en la parte superior del paracaídas que tiene como propósito mantener la trayectoria estable y generar suficiente arrastre durante el descenso, este puede desempeñar un papel importante en la determinación tanto del tiempo de inflado como de las cargas estructurales, su área es conocida como S_V y no debe superar el 1% del área total del toldo⁸⁵ (imagen 34).

4.15. GAJO (GORE).

Es el segmento de tejido cónico o triangular del toldo, se extiende desde el borde superior o comienzo del agujero de estabilidad al borde inferior del dobladillo o falda como se muestra en la imagen 49.

Las partes fundamentales que componen un gajo son:

h_g . Distancia central desde la borde inferior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda.

h_s . Distancia central desde la borde superior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda

h_v . Distancia central desde el borde exterior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior del agujero de estabilidad.

β . Ángulo más pequeño formado entre dos de sus lados

e_v . Distancia del agujero de estabilidad en el gajo

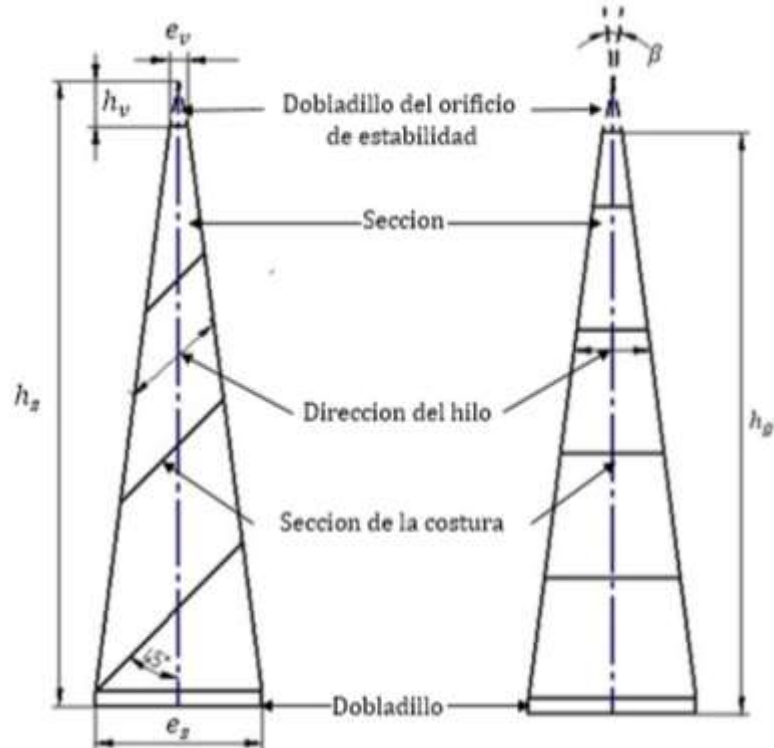
e_s . Distancia de la falda en el gajo

El gajo puede ser cortado de dos formas; con los filamentos de forma rectangular (como se muestra en la parte derecha de la imagen 50 sección b) o en forma diagonal (como se muestran en la parte izquierda de la imagen 50 sección a), el corte diagonal proporciona una mejor distribución de la tensión en el gajo y el corte rectangular aunque es más fácil de diseñar y fabricar solo se utiliza para bajas velocidades y cargas livianas.⁸⁶

⁸⁵ W. KNACKE, Theo. Parachute Recovery Systems Design Manual, *Recovery Systems Division Aerosysteme Department*, NAVAL WEAPONS CENTER CHINA LAKE, CA 93555-6001, March 1991. 511 p.

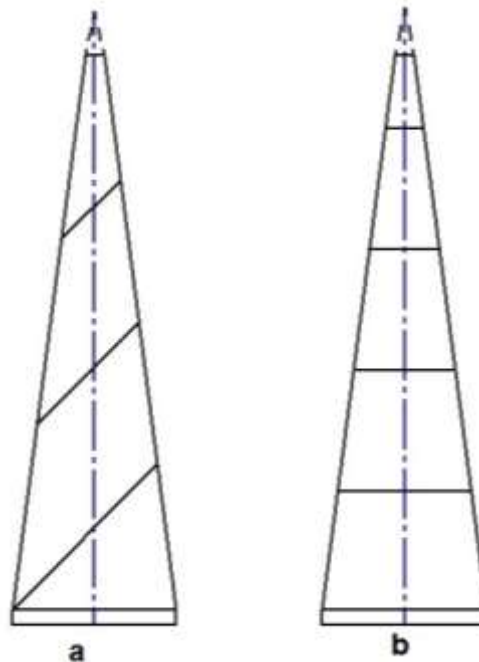
⁸⁶ Ibid., p. 80.

Imagen 49. Partes que componen un gajo.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

Imagen 50. Formas de cortado del gajo.



Fuente: autores del proyecto.

4.16. TIPOS DE PARACAÍDAS EXISTENTES.

En la tabla 1 se observan los diferentes tipos de paracaídas y sus aplicaciones

Tabla 1. Tipos de paracaídas aplicaciones, y régimen de operación.

Tipo	Aplicación	Régimen de operación
Flat circular	Descenso	Subsónico
Cónico	Descenso	Subsónico
Bicónico	Descenso	Subsónico
Tricónico	Descenso	Subsónico
Flat Extended Skirt 10%	Descenso	Subsónico
Flat Extended Skirt 14,3%	Descenso	Subsónico
Hemisférico	Descenso	Subsónico
Guide Surface Ribbed	Paracaídas piloto, estabilizador	Subsónico
Guide Surface Ribbles	Paracaídas piloto, estabilizador	Subsónico, supersónico
Anular	Descenso	Subsónico
Cross	Descenso , desaceleración,	Subsónico, supersónico
Flat Ribbon	Descenso, desaceleración, frenado	Subsónico, supersónico
Conical Ribbon	Descenso , desaceleración	Subsónico, supersónico
Conical Ribbon variando porosidad	Descenso, desaceleración, frenado	Subsónico, supersónico
Ribbon (hemisferio)	Descenso supersónico ,frenado	Subsónico, supersónico
Ringslot	Extracción, descenso, desaceleración	Subsónico
Ringsail	Extracción ,descenso	Subsónico, supersónico
Disk Gap Band	Descenso	Subsónico, supersónico
Vortex Ring	Descenso	Subsónico, supersónico
Rotafoil	Descenso, frenado	Subsónico, supersónico

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual

5. PRINCIPIOS DE FUNCIONAMIENTO DE LOS PARACAÍDAS.

5.1. TEORÍA DE CONTINUIDAD.

Esta teoría se basa en el principio de la conservación de la masa a través de dos secciones donde es relacionado el flujo másico (\dot{m}) (ecuación 1) para cada punto de la sección de las líneas de corriente (imagen 51), la velocidad (v) por la densidad del fluido (ρ) por el área (s) de la sección transversal al flujo es constante a lo largo del tubo en donde se desplaza el fluido, es decir, la cantidad de flujo másico que entra en un punto 1 es la misma cantidad de flujo másico que sale en el punto 2 (ecuación 2).⁸⁷

Ecuación 1. Flujo másico

$$\dot{m} = v s \rho$$

Fuente: Introduction to flight ⁸⁸

Ecuación 2. Ecuación de continuidad

$$v_1 s_1 \rho_1 = v_2 s_2 \rho_2$$

Fuente: Introduction to flight⁸⁹

5.1.1. Flujo compresible. Es aquel donde la densidad del fluido puede cambiar de manera significativa de punto a punto ($\rho_1 \neq \rho_2$), la variación de la densidad es importante en altas velocidades. Se considera un fluido compresible cuando la velocidad del flujo es mayor a 100 m/s y cuando el número Mach es mayor a 0,3 veces la velocidad del sonido en el medio.⁹⁰

5.1.2. Flujo incompresible. Es cuando la densidad de un fluido es siempre constante ($\rho_1 = \rho_2$)⁹¹, Se considera un fluido incompresible cuando la velocidad del flujo es menor o igual a 100 m/s y cuando el número Mach es menor o igual a 0,3 veces la velocidad del sonido suponiendo que el flujo es subsónico incompresible la ecuación 1 queda (ecuación 3).

⁸⁷ W. KNACKE, Op., Cit., p. 60.

⁸⁸ ANDERSON. John D. Introduction to flight, sexta edición, McGraw-hill, 2008.

⁸⁹ Ibid., p. 131

⁹⁰ Ibid., p. 132

⁹¹ Ibid., p. 132

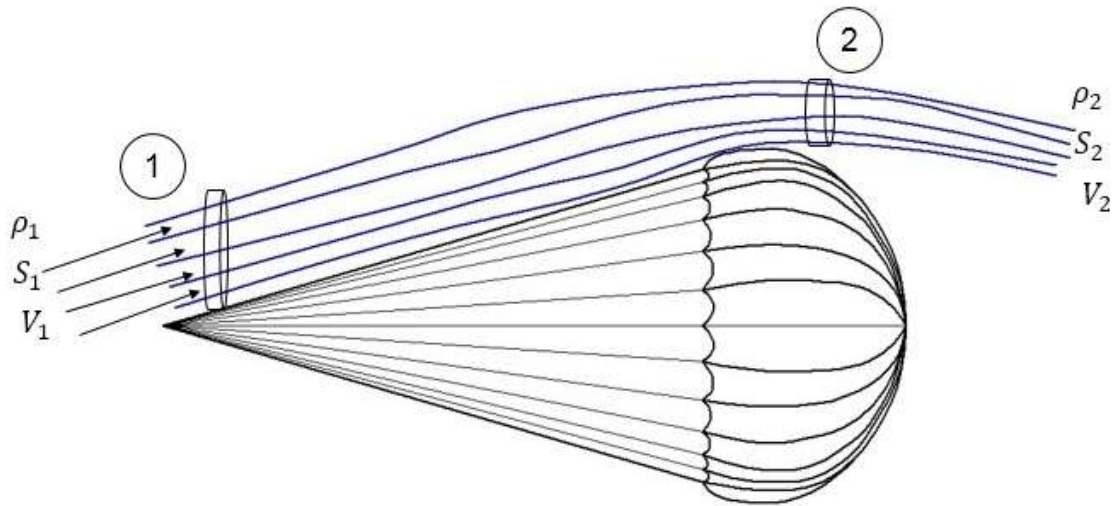
Ecuación 3. Ecuación de continuidad incompresible.

$$v_1 s_1 = v_2 s_2$$

Fuente: Introduction to flight⁹²

La imagen 51 muestra que en el punto 2 la sección transversal (s_2) es menor que la sección transversal (s_1) en el punto 1 por lo que la velocidad en el punto 2 (v_2) es mayor que la velocidad en el punto 1 (v_1).

Imagen 51. Líneas de corriente.



Fuente: Autores del proyecto.

5.2. LEYES DE MOVIMIENTO DE NEWTON.

Las leyes de Newton siempre han aplicado a la ingeniería en diferentes casos físicos y matemáticos⁹³.

5.2.1. Primera ley de Newton (Inercia). Un cuerpo permanece en reposo o en un estado de movimiento no acelerado a menos que se actúe sobre él una fuerza

5.2.2. Segunda ley de Newton (principio fundamental de la dinámica). Una fuerza (F) que actúa sobre un cuerpo produce una aceleración (a) en la dirección de la fuerza. (Ecuación 4)

⁹² Ibid., p. 132

⁹³ RAYMOND A. Serway. y W. Jhon. Fisica Para Ciencias e Ingenieria. 7 edicion. Cengage Learning Editores S.A. 2008. 723 p.

Ecuación 4. Ecuación de la segunda ley de Newton.

$$F = m a$$

Fuente: física para ciencias e ingenierías⁹⁴

La masa, (m), es obtenida por la ecuación 5 y es una medida de la cantidad de materia que posee un cuerpo.

Ecuación 5. Masa de un cuerpo.

$$m = \frac{W}{g}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual⁹⁵

Donde (m) es la masa de un cuerpo, (W) es el peso y (g) es la gravedad. La ecuación de la segunda ley de Newton puede ser escrita de nuevo como

Ecuación 6. Ecuación de la segunda ley de Newton.

$$F = \frac{W}{g} a$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual⁹⁶

El factor $\left(\frac{a}{g}\right)$ es frecuentemente llamado el factor de carga (G); Dice que a mayor peso del cuerpo mayor es la fuerza que ejerce el mismo cuerpo sobre el paracaídas. Es habitual encontrar que la máxima fuerza permitida⁹⁷ es $(G W)$, o, $\left(\frac{a}{g} W\right)$ donde es apropiado decir que la máxima fuerza permitida en el paracaídas es:

⁹⁴ Ibid., p. 104.

⁹⁵ W. KNACKE, Op., Cit., p. 62.

⁹⁶ Ibid., p. 62.

⁹⁷ Ibid., p. 63.

Ecuación 7. Máxima fuerza permitida en el paracaídas.

$$F = \frac{W}{g}, \text{ o } F = W * G$$

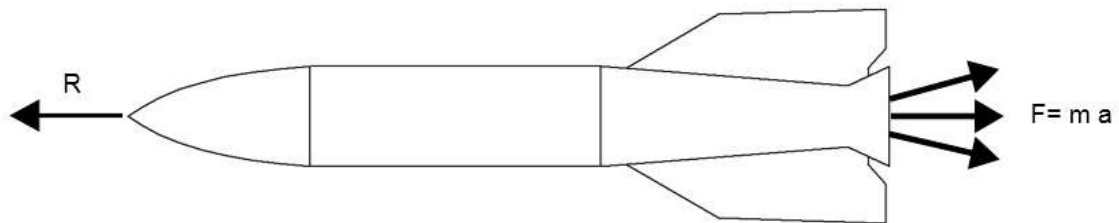
Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ⁹⁸

5.2.3. Tercera ley de Newton (principio de acción reacción). Una acción en una dirección producirá una reacción igual en la dirección opuesta.

Se puede observar en la imagen 52, la tercera ley de Newton explicando el principio del cohete que puede producir empuje en el vacío perfecto.

Una masa (m) expulsada desde un cohete con una velocidad (v) por una unidad de tiempo t producirá una fuerza (F) en una dirección que a su vez creará una fuerza de reacción (R) de igual magnitud pero en dirección opuesta.

Imagen 52. Principio del cohete.



Fuente: Autores del proyecto.

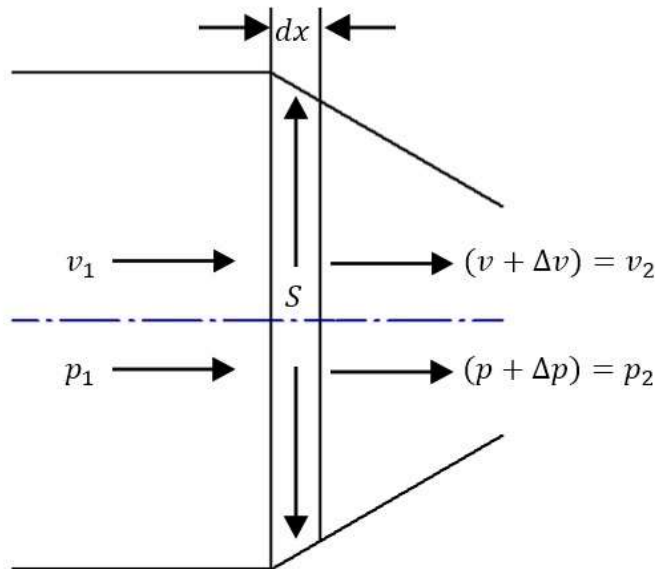
5.3. ECUACIÓN DE BERNOULLI.

El principio de Bernoulli expresa que la presión interna de un fluido disminuye a medida que la velocidad aumenta es decir que la energía total del sistema de un fluido permanece constante a lo largo de la trayectoria del flujo y líneas de corriente⁹⁹, en otras palabras se conserva una presión total (Imagen 53). Este teorema es válido solo para flujo incompresible

⁹⁸ Ibid., p. 63.

⁹⁹ Ibid., p 61

Imagen 53. Distribución de la presión y velocidad en las líneas de flujo.



Fuente: Autores del proyecto.

En la imagen 53 se tiene en un punto una presión estática (p_1) y un velocidad (v_1) que al pasar por un área transversal (s) donde se evidencia una disminución del área transversal (dx) presenta una variación de presión ($p + dp = p_2$) y de velocidad ($v + dv = v_2$)¹⁰⁰.

Partiendo de la ecuación de Euler (ecuación 8) la cual expresa que un diferencial de presión (dp) en función de la densidad (ρ) y la variación de la velocidad ($v dv$), se iguala a 0, se integra teniendo en cuenta los dos puntos tomados en el área transversal de la corriente de flujo (ecuación 10) donde la densidad es constante para los dos puntos.

Ecuación 8. Ecuación de Bernoulli.

$$dp = -\rho v dv$$

Fuente: introduction to flight¹⁰¹

Igualando la ecuación 8 a 0 se obtiene:

$$dp + \rho v dv = 0$$

¹⁰⁰ Ibid., p 61.

¹⁰¹ ANDERSON. Op., Cit., p. 137.

Ecuación 9. Integral de la ecuación de Euler.

$$\int_{p_1}^{p_2} dp + \rho \int_{v_1}^{v_2} v dv = 0$$

Fuente: introduction to flight¹⁰²

Simplificando la ecuación 9 se obtiene

$$p_2 - p_1 + \rho \left(\frac{v_2^2}{2} - \frac{v_1^2}{2} \right) = 0$$

Ecuación 10. Ecuación de Bernoulli.

$$p_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 = p_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2$$

Fuente: introducción to flight¹⁰³

De la ecuación 10 se obtiene la presión absoluta (P_0) a lo largo de una línea de corriente (ecuación 11)

Ecuación 11. Presión absoluta.

$$P_0 = p + \frac{1}{2} \rho v^2$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹⁰⁴

La ecuación 11 está compuesta por la presión dinámica (ecuación 12) y la presión estática (p).

Ecuación 12. Presión dinámica.

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹⁰⁵

¹⁰² Ibid., p. 137

¹⁰³ Ibid., p. 137

¹⁰⁴ Ibid., p. 137

5.4. FUERZAS QUE ACTÚAN EN UN CUERPO EN MOVIMIENTO A TRAVÉS DEL AIRE.

5.4.1. Cuerpo simétrico axialmente. Las fuerzas que actúan en un cuerpo que se mueve a través del aire, son causadas por la diferencia de presión de aire que actúan en la superficie del cuerpo, tal como un paracaídas en descenso, o si el cuerpo es fijo y el aire se mueve contra el cuerpo, como un paracaídas o un ala en un túnel de viento¹⁰⁶.

Un paracaídas estable en un túnel de viento experimenta solamente la fuerza total aerodinámica equivalente al arrastre (*Drag, D*) (ecuación 13) en la dirección del flujo de aire porque su alfa es 0° (imagen 54).

Ecuación 13. Fuerza de Arrastre.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

Fuente: Parachute Recovery System Design Manual¹⁰⁷

La superficie o área del paracaídas, (*S*), es seleccionada como un área de referencia que se tiene en cuenta en la construcción del paracaídas. El coeficiente de arrastre¹⁰⁸. (*C_D*) Es un factor que indica la característica de una forma específica de un paracaídas determinado¹⁰⁹. Todos los cuerpos¹¹⁰ “aerodinámicos” presentan bajos coeficientes de arrastre,¹¹¹ Los paracaídas ejercen una función diferente la cual está definida en tener un alto coeficiente de arrastre y área para su descenso

¹⁰⁵ W. KNACKE. Op., Cit., p. 62.

¹⁰⁶ COCKRELL. Op., Cit., p. 20.

¹⁰⁷ W KNACKE. Op., Cit., p. 69

¹⁰⁸ STANLEY, H. y G. Irene. Drag Coefficients for Partially Inflated Flat Circular Parachutes. Langley Research Center. Humfriton, Va. 23365. Septiembre de 1991. 13 p.

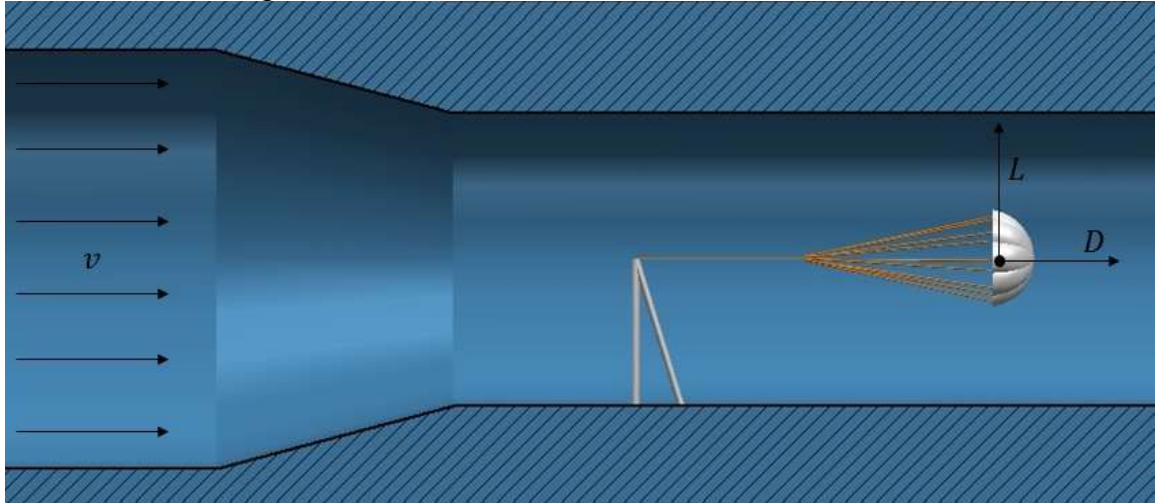
¹⁰⁹ UTREJA, Jajpat. Prediction of the Drag Conical Ribbon Parachute Coefficient of A 20-Lxgrex. Journal of Spacecraft and Rockets. Northrop Services Inc. Huntsville, Alabama 35807. Septiembre de 1975.

¹¹⁰ HELMUT G, SHELDON B. y STUMBRLS G. Drag Characteristics Op Plates, Combs and Spheres in She Wake Op a Cylindrical Boot at Transonic Speeds. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio. Agosto de 1963. 69 p.

¹¹¹ W KNACKE Op., Cit., p. 70.

esta característica de los paracaídas es brindada para que la fuerza de arrastre sea la máxima para un control de la fuerza de impacto en tierra¹¹².

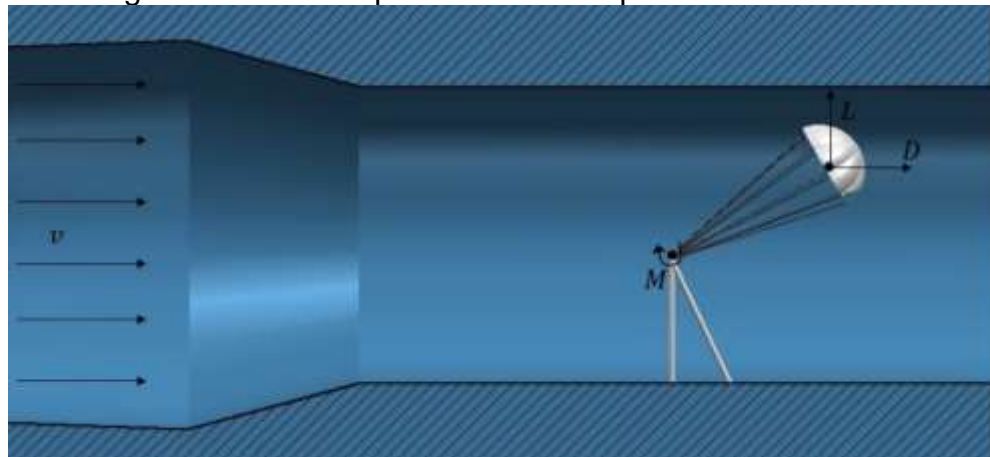
Imagen 54. Paracaídas estable en un túnel de viento.



Fuente: Autores del proyecto.

5.4.2. Cuerpo asimétrico. Como se muestra en la imagen 55 un paracaídas asimétrico fija un ángulo de ataque (α), contra el flujo de aire en un túnel de viento, este perfil aerodinámico crea una fuerza de arrastre, (D), en la dirección del flujo y una fuerza de sustentación (L) que esta perpendicular a la dirección del flujo y el arrastre, y genera un momento (M), alrededor del punto de unión de las líneas del paracaídas¹¹³.

Imagen 55. Fuerzas que actúan en un paracaídas asimétrico.



Fuente: Autores del proyecto.

¹¹² FLIGHT International. Design for Descent - Parachute Tecnología. 27 de Marzo de 1975

¹¹³ W KNACKE. Op., Cit., p. 71.

La fuerza de sustentación, es calculada con la presión dinámica (q) el área (S) y el coeficiente de sustentación (C_L) (ecuación 14)

Ecuación 14. Fuerza de sustentación.

$$L = qSC_L$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual.¹¹⁴

La fuerza aerodinámica neta (R) es la fuerza resultante de la suma de la fuerza de sustentación (L) y la fuerza de arrastre (D) las cuales son considerados vectores que se encuentran perpendiculares una de la otra. (Ecuación 15).

Ecuación 15. Fuerza aerodinámica neta.

$$R = \sqrt{L^2 + D^2}$$

Fuente: Parachute recovery system design manual.¹¹⁵

El momento está dado por la ecuación 16.

Ecuación 16. Momento.

$$M = q S C_m l_e$$

Fuete: Parachute Recovery Systems Design Manual¹¹⁶

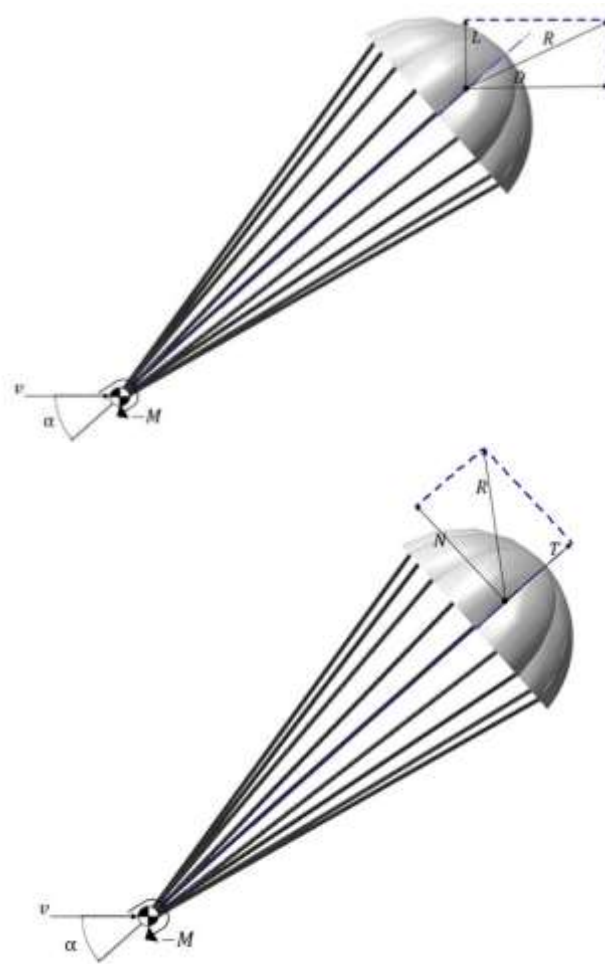
El área de referencia (S) está definida de acuerdo a la geometría para cuerpos aerodinámicos, se utiliza la sección transversal máxima del cuerpo, esta sección es la que se encuentra en dirección del cambio del flujo respecto a su ángulo de ataque, de este mismo modo el área del toldo del paracaídas se fija sin la parte frontal se proyecta o se infla a medida que hay cambio en la velocidad del flujo, y el área depende de la porosidad del paracaídas, la longitud de las líneas de suspensión, el tipo de líneas de suspensión, la geometría del paracaídas, las fuerzas y los momentos actúan en el toldo pueden presentarse en varias maneras. (Imagen 56).

¹¹⁴ Ibid., p. 66

¹¹⁵ Ibid., p. 67

¹¹⁶ Ibid., p. 66

Imagen 56. Fuerzas aerodinámicas en un paracaídas.



Fuente: Autores del proyecto.

Los dos métodos más utilizados como se muestra en la imagen 56 son con fuerzas orientando en la dirección del flujo (Imagen 56-b) y las fuerzas orientadas en el eje longitudinal (Imagen 56-a)

La fuerza tangencial (T) (ecuación 17) y la fuerza normal, (N) (ecuación 18), son calculadas

Ecuación 17. Fuerza tangencial.

$$T = C_T S q$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹¹⁷

¹¹⁷ Ibid., p. 66

Ecuación 18. Fuerza normal.

$$N = C_N S q$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹¹⁸

La fuerza resultante (R), y el momento (M), en ambas presentaciones tienen la misma dirección y la misma magnitud.

Los coeficientes aerodinámicos (C_L) (C_D) (C_T) (C_N) y (C_M) se pueden determinar fácilmente en las mediciones de túnel de viento.

La imagen 57 muestra la relación de los dos sistemas de fuerzas en un paracaídas, por definición, un momento cuando es negativo se está estabilizando.

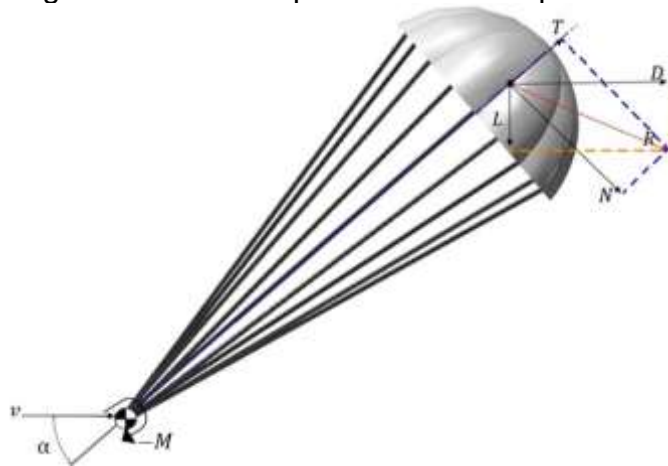
En las instalaciones de un túnel de viento con frecuencia se mide la fuerza normal y tangencial en vez de sustentación y arrastre, si α la fuerza tangencial y normal son conocidas se puede calcular el arrastre (D) (ecuación 19).

Ecuación 19. Arrastre (D)

$$D = T \cos \alpha + N \sin \alpha$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹¹⁹

Imagen 57. Fuerzas que actúan en un paracaídas.



Fuente: Autores del proyecto.

¹¹⁸ Ibid., p, 67

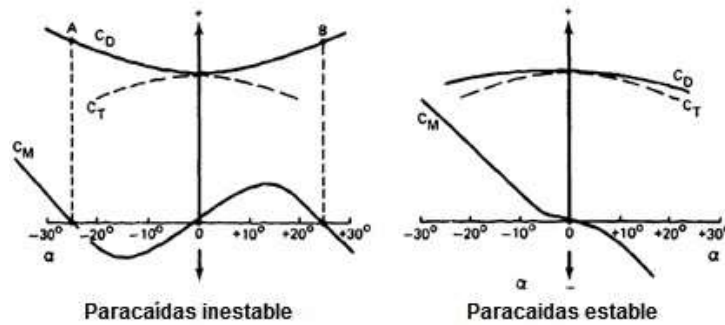
¹¹⁹ Ibid., p. 68

Para un paracaídas con un ángulo de ataque, (α), igual a cero, la fuerza de arrastre y la fuerza tangencial son sinónimos

En la imagen 58 se observan la gráfica de los coeficientes (C_D) (C_T) y (C_M) versus ángulo de ataque cuando los paracaídas son estables e inestables.

La presentación de los coeficientes se observan dos interesantes factores, la pendiente de la curva del coeficiente de momento $dC_m/d\alpha$, para el paracaídas inestable es positivo entre -25° y 25° ; esta es la definición, inestable. Este paracaídas puede oscilar aproximadamente $\pm 25^\circ$.¹²⁰

Imagen 58. Coeficientes (C_D) (C_T) y (C_M), versus ángulo de ataque



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto.

5.5. EQUILIBRIO DE FUERZAS EN DESCENSO ESTABLE EN PARACAÍDAS.

Un paracaídas en descenso estable no acelerado tiene un equilibrio entre el arrastre total del paracaídas D_T , y la carga W_T (ecuación 20) (imagen 59).

Imagen 59. Equilibrio de fuerzas.



Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 20. Arrastre total.

$$D_T = W_T$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹²¹

La ecuación 19 también puede ser expresada como la ecuación 21.

Ecuación 21. Equilibrio de fuerzas.

$$D_T = W_T \text{ o } D_P + D_L = W_p + W_l$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹²²

Donde D_P es el arrastre del paracaídas, D_L es el arrastre de la carga, W_p es el peso de paracaídas, W_l peso de la carga y D_T Arrastre total.

En la mayoría de los casos, el arrastre de la carga puede no ser considerable en relación al gran arrastre que puede llegar a generar el paracaídas. Teniendo en cuenta la ecuación 13 y la ecuación 19 se puede obtener la tasa de descenso v_e con la ecuación 22.

Ecuación 22. Tasa de descenso.

$$v_e = \sqrt{\frac{2 W}{S C_D \rho}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹²³

La velocidad de descenso a nivel del mar se puede calcular con la ecuación 23.

Ecuación 23. Velocidad de descenso a nivel del mar

$$V_{eo} = \sqrt{\frac{2 W_T}{S_o C_{D_o} \rho_o}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹²⁴

¹²¹ Ibid., p. 69

¹²² Ibid., p. 69

¹²³ Ibid., p. 70

¹²⁴ Ibid., p. 71

La tasa de descenso para cualquier altitud está dada por la ecuación 24.

Ecuación 24. Velocidad de descenso a cualquier altitud.

$$V_e = \sqrt{\frac{2 W_T}{S_o C_{D_o} \rho_o}} * \frac{1}{\sqrt{\rho/\rho_o}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹²⁵

Para $\frac{1}{\sqrt{\rho/\rho_o}}$, se realiza con los valores de la tabla de propiedades atmosféricas de la tierra. Durante el descenso, el sistema del paracaídas desacelera constantemente debido al incremento de la densidad del aire. Se debe tener en cuenta que para los paracaídas de freno que descienden a 60,96 m/s o más rápido, la desaceleración deja de ser constante y puede dar lugar a velocidades de 3 a 5% superior a la tasa de descenso.¹²⁶

5.6. PRUEBAS EN EL TÚNEL DE VIENTO.

Las pruebas nacieron de la necesidad de datos experimentales para dar una idea de los fenómenos físicos asociados con la inflación y la desaceleración del paracaídas, también se requieren datos para evaluar el inflado, el desempeño y los características de predicción estructural debido a las aproximaciones en estas características de diseño de los paracaídas los datos pueden ser la única fuente de información sobre el diseño de los paracaídas. La forma más práctica de obtener estos datos es a partir de pruebas en túneles de viento.

Los resultados de las pruebas de túnel de viento han contribuido de manera significativa al avance de la tecnología del desacelerador aerodinámico, las pruebas de túnel de viento es una valiosa herramienta de diseño de paracaídas cuando se utiliza junto con el análisis de simulaciones computacionales y pruebas de vuelo real.¹²⁷

Los túneles de viento son una herramienta eficaz para las pruebas de vehículos y componentes que se someten a un flujo de aire y se han utilizado con éxito para diferentes vehículos aéreos, vehículos terrestres, y para la realización de pruebas de los diversos paracaídas, se tienen en cuenta la fabricación con los materiales y

¹²⁵ Ibid., p. 71

¹²⁶ Ibid., p. 72

¹²⁷ MAYDEW, Op., Cit., p. 113.

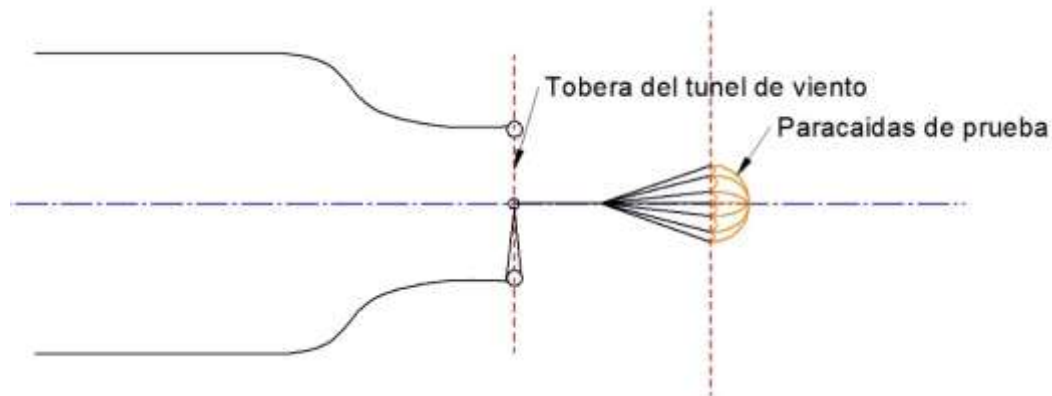
textiles para obtener resultados gratificantes donde se observa la cantidad de arrastre que genera un paracaídas que es similar a los grandes paracaídas por su diseño geométrico y la flexibilidad del material¹²⁸.

Una regla que está establecida a través de diferentes pruebas en los túneles de viento para los paracaídas, es que al realizar una modificación puede cambiar el rendimiento de un modelo, en las pruebas del túnel de viento con paracaídas a escala se produce el mismo porcentaje de cambio en las características de arrastre, estabilidad, y fuerza de apertura para los modelos a escala real.¹²⁹

5.6.1. Túnel de viento de sección de pruebas abierto. Son aquellos en los que se puede implementar el uso de ventiladores que aumenten la velocidad a un punto el cual se requiera realizar la prueba de diferentes tipos de paracaídas, como se observa en la imagen 60 es una herramienta de prueba preliminar de un paracaídas de una naturaleza cualitativa, donde se implementa diversas condiciones de ensayo especiales, los paracaídas que sean probados en este tipo de túneles deben ser de 0,45 a 0,60 m de diámetro para obtener resultados significativos en la pruebas.

Un túnel de viento de garganta abierta permite cambios rápidos en la configuración de paracaídas, como el cambio de la suspensión y longitudes de línea. Grandes túneles de viento abierto la garganta que no están sellados contra los elementos externos sufren problemas atmosféricos, tales como la formación de niebla en la sección de prueba.¹³⁰

Imagen 60. Túnel de viento de sección de pruebas abierto



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

¹²⁸ FTC- TIM. Joint Parachute Test Facility. Departamento de defensa, centro de California. Aerospace Recovery Facility. Marzo de 1968. 37 pag.

¹²⁹ Ibid., p. 22

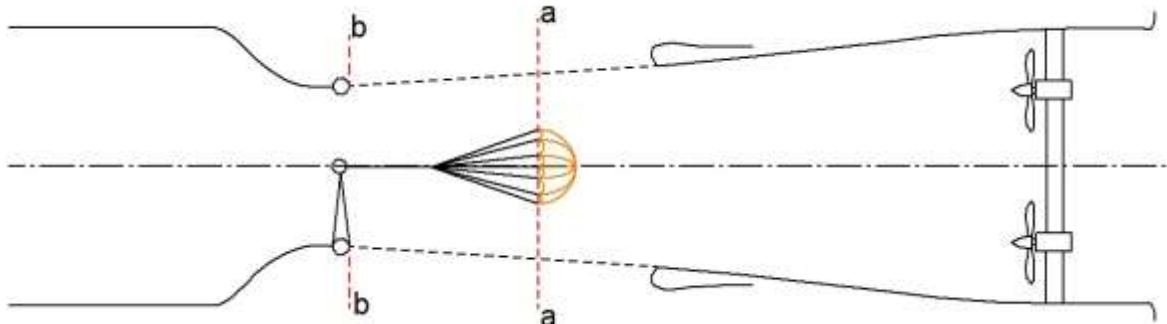
¹³⁰ W KNACKE. Op., Cit., p. 76

5.6.2. Túnel de viento de circuito abierto sin retorno. En los túneles de viento abiertos, la velocidad en la falda del paracaídas (sección a-a imagen 61). Es menor que la velocidad en la salida de la boquilla del túnel de viento (sección b-b imagen 61). Se debe tener cuidado para medir la prueba de paracaídas la velocidad en la sección a-a y no en la sección b-b, el punto de unión habitual para superficies de sustentación y modelos.

Los túneles de viento con frecuencia no pueden probar la velocidad de descenso de la mayoría de los paracaídas principales de 6,090 a 9,14 m/s. La obtención de resultados de prueba adecuados en esta baja velocidad se ve obstaculizada por una mala distribución de la velocidad en la sección de pruebas del túnel de viento y por el peso de la prueba de paracaídas.

Este último tiene una tendencia a tirar del paracaídas hacia abajo, proporcionando un ángulo de ataque negativo. El cual hace al paracaídas inestable, a velocidades más altas presenta el problema de que el coeficiente de arrastre (C_D), de paracaídas inestables es sensible al cambio de la velocidad¹³¹.

Imagen 61. Túnel de viento de circuito abierto sin retorno.



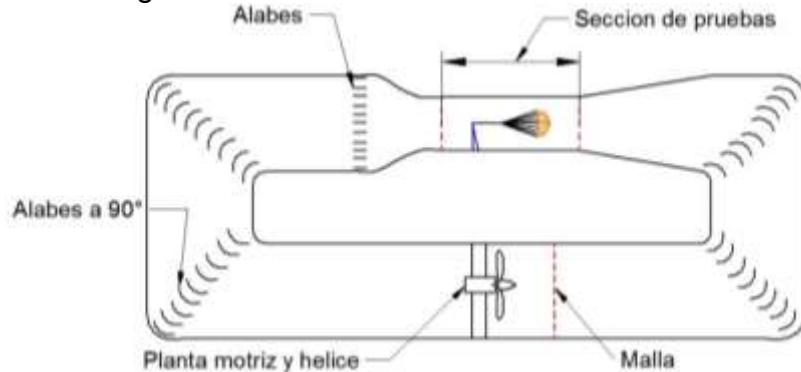
Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.6.3. Túnel de viento de circuito cerrado. En la imagen 62 Se observa un túnel de viento de circuito cerrado donde el flujo de aire realiza un recorrido de retorno completo, generalmente se considera el más adecuado para la obtención de buenos datos cualitativos aerodinámicos, ya que tiene una distribución de velocidad uniforme en la sección de prueba. La desventaja es la dificultad para acceder a la sección de prueba para el cambio de la configuración de los paracaídas.¹³²

¹³¹ Ibid., p. 77

¹³² Ibid., p. 77

Imagen 62. Túnel de viento de circuito cerrado.

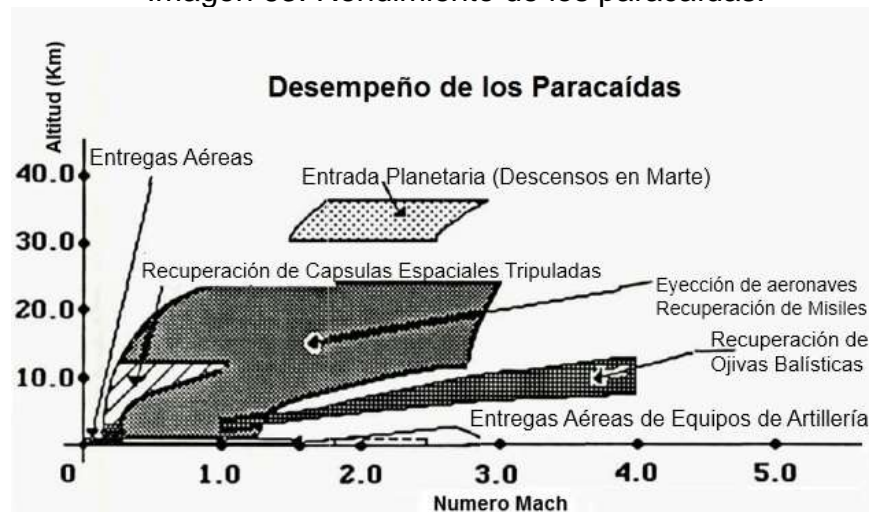


Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.7. RENDIMIENTO Y CARACTERÍSTICAS DE LOS PARACAÍDAS

El rendimiento y las características de un paracaídas están dados por su forma geométrica, longitud de líneas, y sus características en diferentes regímenes de operación dependiendo de la velocidad de descenso, altura (imagen 63) y condiciones atmosféricas teniendo en cuenta el tipo de misión y la aplicación del paracaídas.

Imagen 63. Rendimiento de los paracaídas.



Fuente: the aerodynamics of parachute

5.7.1. Arrastre en el paracaídas. El arrastre en los paracaídas es un parámetro importante para el rendimiento por que determina la tasa de descenso y es principalmente una de las consideraciones fundamentales de diseño de paracaídas, si la velocidad de descenso se quiere mantener constante el arrastre del paracaídas debe ser igual al peso del sistema total.

Para obtener una alta fuerza de arrastre en un paracaídas, un factor decisivo, hay que tener en cuenta diferentes características que dependen de la geometría y forma. Se debe tener en cuenta las siguientes particularidades de diseño y distintivos del toldo para obtener un alto coeficiente de arrastre en su etapa de diseño son:¹³³

- La forma del toldo del paracaídas debe ser cónico, multiconico, o cuartos de esfera.
- La forma del toldo proyectada en un paracaídas de gran tamaño no debe ser rectangular o triangular.
- Las líneas de suspensión deben ser largas
- Baja porosidad en el toldo
- Paracaídas tipo rotatorio
- Geometrías de toldo anular
- Paracaídas con perfil conocidos como parapentes.

El coeficiente de arrastre varía dependiendo de la forma del toldo y se debe tener en cuenta para los cálculos el coeficiente de arrastre nominal dado por un área nominal. Cuando el toldo se encuentra totalmente inflado se tiene un área proyectada y un coeficiente de arrastre proyectado donde ambos dependen de la forma geométrica del toldo en el proceso de inflado.

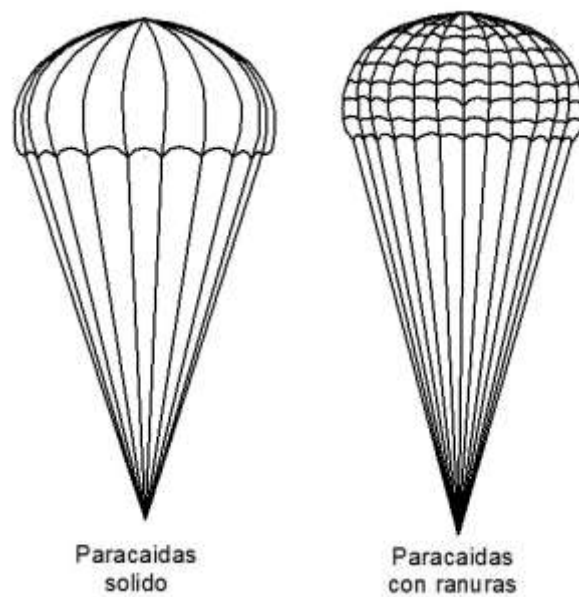
Líneas de suspensión más largas aumentan el diámetro inflado del toldo y dan como resultado un coeficiente de arrastre mayor, para una determinada relación o velocidad de descenso, si se realiza un diámetro más pequeño puede llegar a ser el conjunto de paracaídas es más ligero.

5.7.2. Forma del toldo. En la construcción de los paracaídas se tiene en cuenta la forma y el tipo de diseño del toldo si es sólido o con ranuras del cual depende el arrastre y la estabilidad, (Imagen 64).

Los paracaídas sólidos y con ranuras deben tener un ángulo en su toldo que se denomina ángulo de coneo (imagen 65) este es un factor importante en el diseño del paracaídas otorgando un aumento en el coeficiente arrastre de un 9,5%. Este ángulo se encuentra entre los 25° y 30°¹³⁴ (imagen 66)

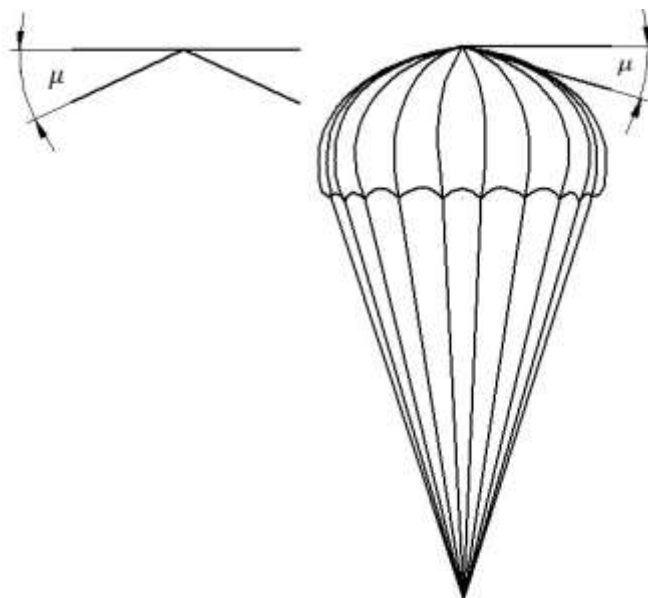
¹³³ Ibid., p. 94

Imagen 64. Paracaídas sólido y paracaídas con ranuras.



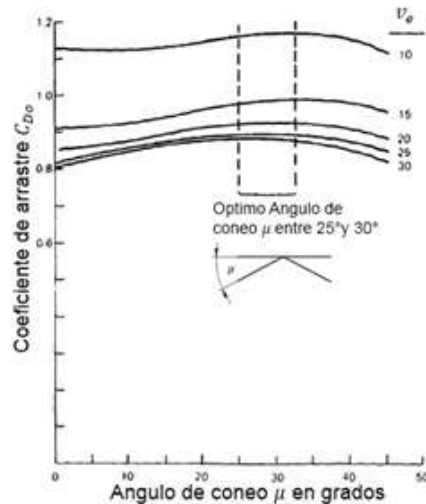
Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 65. Angulo de coneo.



Fuente: Autores del proyecto.

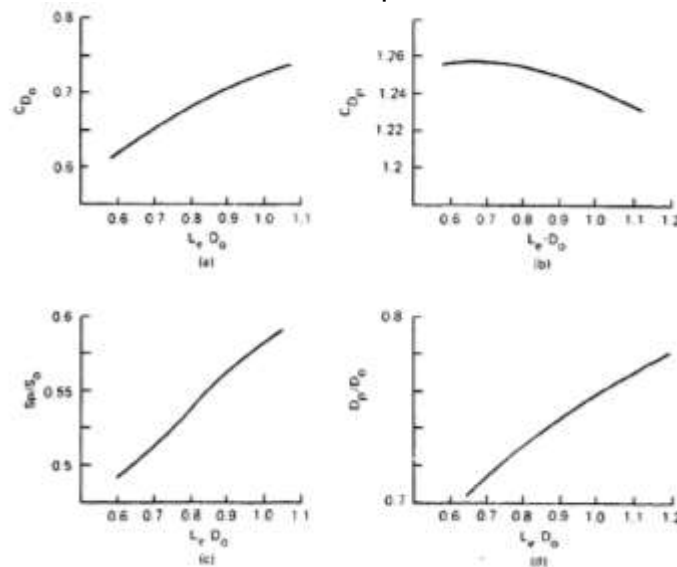
Imagen 66. Variación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de coneo.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.7.3. Efectos de las líneas de suspensión. Las líneas de suspensión (L_e) tienen un efecto importante en los paracaídas el cual depende de la longitud y relación del diámetro nominal. El coeficiente de arrastre aumenta claramente con un aumento en la relación de las líneas de suspensión L_e/D_0 , (imagen 67) dado que el área proyectada del paracaídas aumenta por la distancia de las líneas de suspensión al punto de sujeción de la carga.

Imagen 67. Coeficiente de arrastre nominal vs la relación de las líneas de suspensión

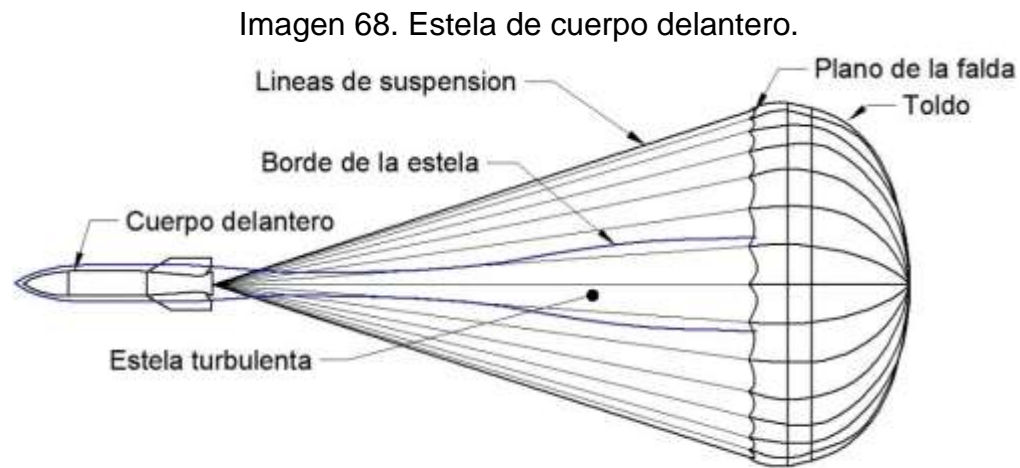


Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto.

Las pendientes de las curvas para el área y el crecimiento del diámetro proyectado en la imagen 67 sección D, indican que el uso de relación de diámetro proyectado respecto al diámetro nominal es proporcional a la longitud de las líneas de suspensión, por ende, se presenta este mismo fenómeno en la relación de áreas proyectadas respecto al área nominal.

Si la longitud de las líneas es mayor a 1,5 veces del diámetro nominal puede ser nocivo debido a la variación del peso de la longitud de las líneas, sin embargo, hay paracaídas que no tienen restricción de la longitud de las líneas de suspensión las cuales su relación l_e / D_0 puede llegar hasta 2 por la implementación de falda al diseño del toldo.

5.7.4. Efecto de la estela. Los paracaídas implementan un sistema de sujeción con su carga comúnmente llamado cuerpo delantero el cual puede ser una plataforma de carga, una nave espacial o una aeronave. Estos cuerpos delanteros producen una estela (Imagen 68) que afecta el flujo de aire que ingresa al paracaídas, el cual puede desestabilizar el paracaídas evitando que este se infle totalmente, esto es causado por el arrastre que genera la carga el cual afecta el arrastre del paracaídas¹³⁵.

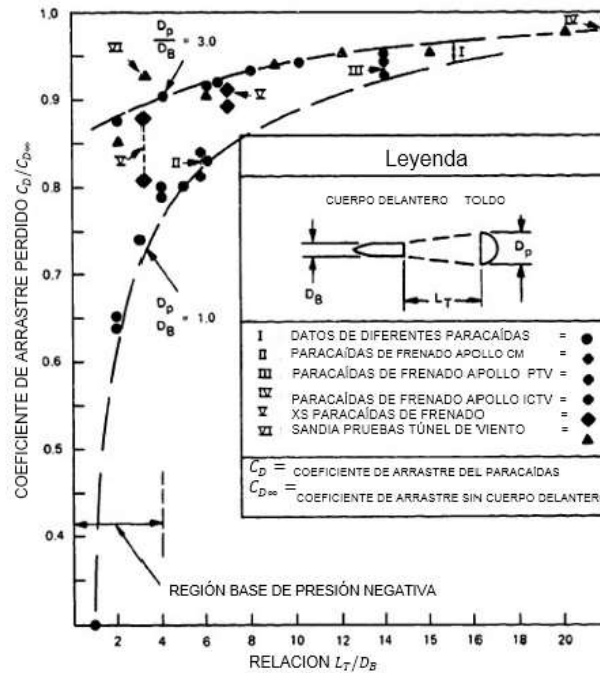


Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

La relación de la distancia mínima que deben tener las líneas de suspensión de un paracaídas para evitar los efectos de la estela (L_T), está dada por la relación L_T / D_B , donde se tiene en cuenta el diámetro de cuerpo delantero (D_B), (ecuación 25). Este puede generar pérdidas en el coeficiente de arrastre, (Imagen 69).

¹³⁵ An Experimental and Theoretical Investigation of the Reduction in Parachute Drag Caused by Forebody Wake Effects Data Compilation and Program Summary

Imagen 69. Perdidas de coeficiente de arrastre causado por el efecto de la estela del cuerpo delantero.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. p 101, modificada por autores del proyecto

Ecuación 25. Diámetro efectivo del cuerpo delantero.

$$D_B = \sqrt{\frac{4 S_B}{\pi}}$$

Fuente: Parachute Recovery System Design Manual.¹³⁶

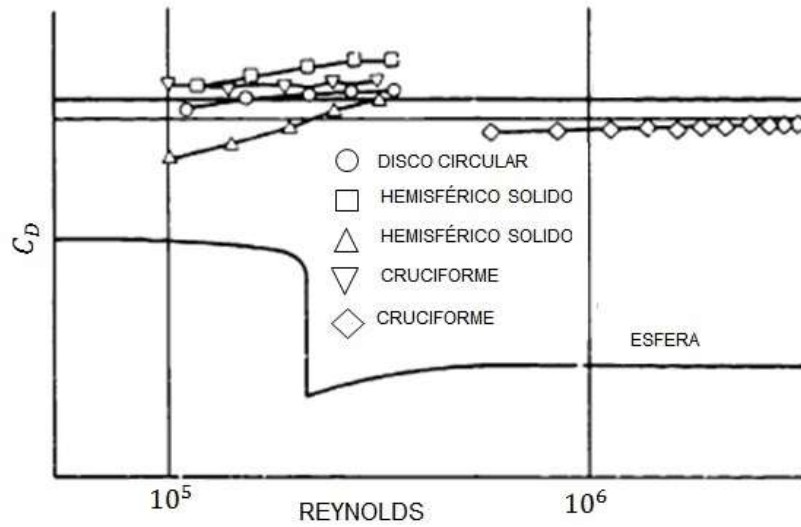
Donde (S_B) es el área transversal del cuerpo delantero.

5.7.5. Efecto del número de Reynolds. Los paracaídas operan en un régimen de flujo turbulento debido a la separación del flujo de aire en el borde delantero del toldo del paracaídas, el número Reynolds para estos cuerpos no cambia significativamente el coeficiente de arrastre de los paracaídas en comparación con diversas superficies de sustentación como se observa el cambio de coeficiente de arrastre de una esfera y diversos tipos de paracaídas en función del número de Reynolds en la imagen 70.¹³⁷

¹³⁶ W. KNACKE. Op., Cit., p. 103

¹³⁷ Ibid., p. 109

Imagen 70. Numero de Reynolds.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.8. ESTABILIDAD DE LOS PARACAÍDAS.

La estabilidad está definida como la tendencia de un cuerpo que regresa a una posición de equilibrio después de un desplazamiento, en los paracaídas es la tendencia a las oscilaciones que pueden presentar un paracaídas en su descenso o pruebas en túnel de viento.

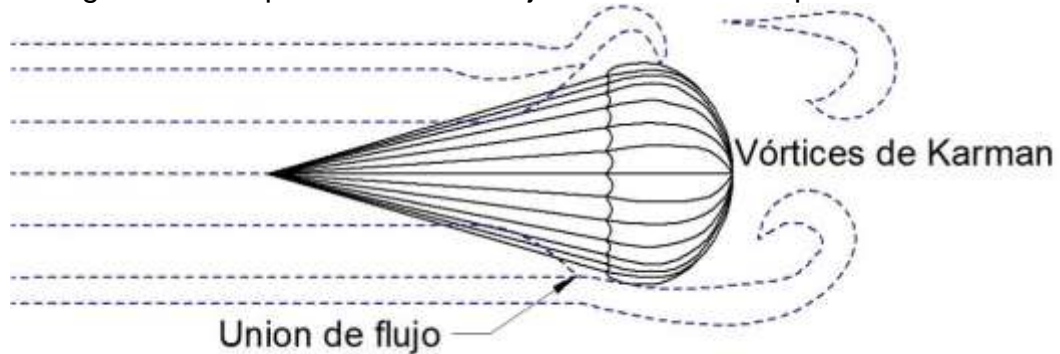
Los paracaídas en realidad son un sistema estáticamente inestable por su modo de oscilación dependiente de la amplitud y la dinámica de las oscilaciones amortiguadas que se deben encontrar en un rango de oscilación determinado para cada tipo de paracaídas, las oscilaciones pueden ser causadas por perturbaciones de ráfagas de viento en la carga y la vorticidad que genera el paracaídas en contacto con el flujo de aire, en las aplicaciones de los paracaídas se implementa esto para un fin determinado que pueden ser la estabilización de una bomba aérea hasta la maniobrabilidad de los sistemas.

Las características de las oscilaciones y amortiguaciones de los paracaídas son dependiente de la forma de su toldo y porosidad geométrica que tiene en cuenta la velocidad y el régimen de operación de este sistema. En la imagen 71, 72 y 73 se puede observar cual es el comportamiento del flujo alrededor diferentes geometrías de toldos en los paracaídas, en la que se puede observar que los paracaídas sólidos generan una mayor vorticidad e inestabilidad causada por un cambio de presión en áreas opuestas del toldo¹³⁸ cuando el flujo es incapaz de traspasar la geometría

¹³⁸ Ibid., p. 110

solida del paracaídas, generando en estancamiento de flujo dentro del toldo por lo que se forman vórtices cuando se desprende de este.

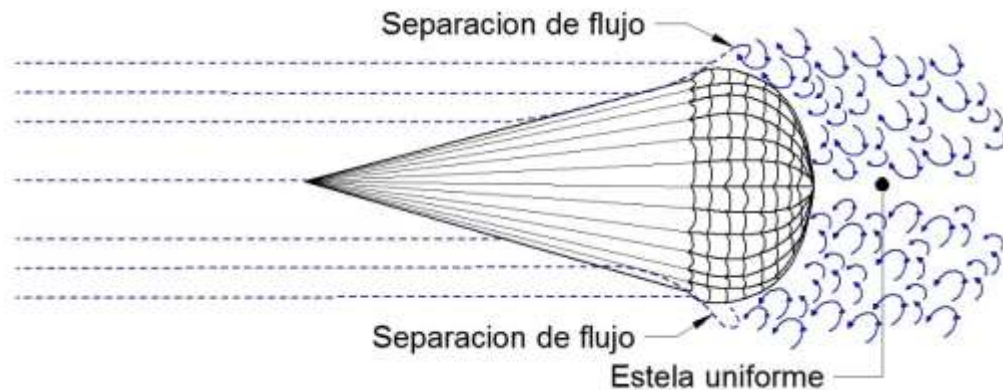
Imagen 71. Comportamiento del flujo alrededor de un paracaídas solido



Fuente: Autores del proyecto.

Los paracaídas ranurados (imagen 72) presentan una buena estabilidad por el pequeño efecto de vorticidad que se encuentra en este paracaídas comparado con uno sólido, debido a su cuerpo poroso y la separación de flujo uniforme alrededor de las aberturas del toldo que eliminan la desestabilización de los vórtices de karman¹³⁹

Imagen 72. Comportamiento del flujo alrededor de un paracaídas ranurado.



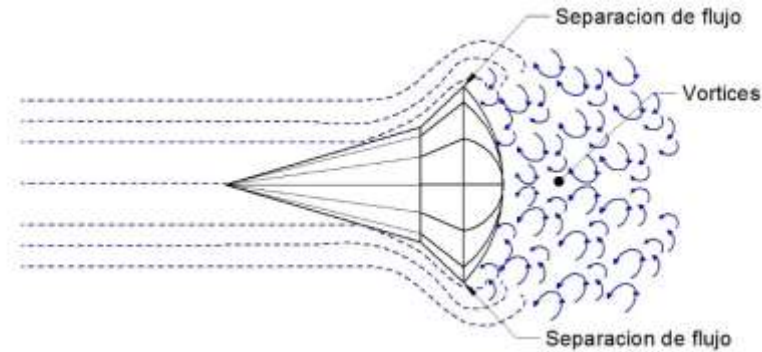
Fuente: Autores del proyecto.

Los paracaídas que varían significativamente su geometría (imagen 73) presentan un comportamiento estable, la separación del flujo que está en contacto con el borde de ataque del toldo generan una estela de vórtices uniformes debido a la misma geometría del toldo.¹⁴⁰

¹³⁹ Ibid., p. 111

¹⁴⁰ Ibid ., p, 112

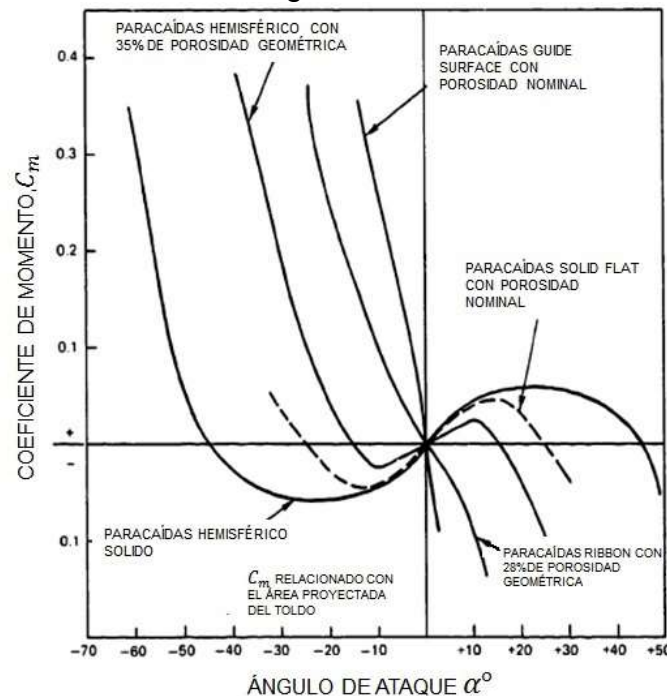
Imagen 73. Comportamiento del flujo de un paracaídas de geometría diferente.



Fuente: Autores del proyecto.

Las oscilaciones en los paracaídas dependen del ángulo de ataque del toldo generando un coeficiente de momento para cada geometría (imagen 74), las pruebas realizadas por el laboratorio sandia (Sandia Laboratories) con diferentes tamaños de paracaídas concluyeron que las oscilaciones se presentan menos en paracaídas de gran tamaño.¹⁴¹

Imagen 74. Coeficientes de momento vs ángulos de ataque para diferentes geometrías.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

¹⁴¹

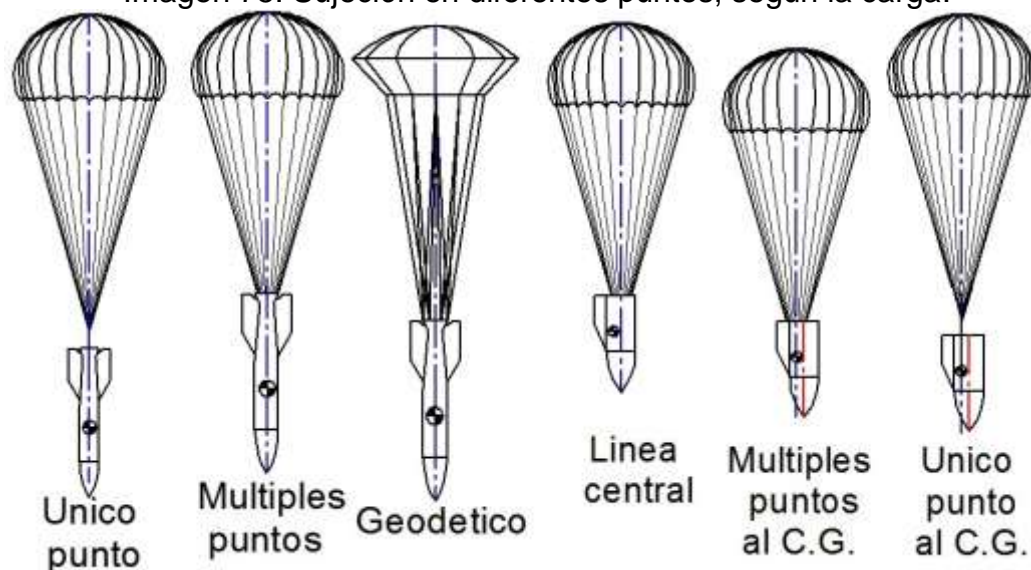
Ibid., p. 112

En la imagen anterior se puede observar que cuando el paracaídas tiene un ángulo de ataque más cercano a 0 es más estable¹⁴².

5.8.1. Estabilización de cuerpos con sistemas de paracaídas. Los paracaídas presentan diversas aplicaciones como desacelerar una aeronave, llevar cargas a planetas extraterrestres, transporte militar, y recuperación de vehículos aeroespaciales. Para cada uno de estos cuerpos se debe presentar una estabilidad con el fin de evitar las pérdidas de la fuerza de arrastre y daños en las cargas transportadas.¹⁴³

Las desaceleraciones de aeronaves en su aterrizaje requieren de un paracaídas de una alta estabilidad y arrastre que no interfieran con su capacidad de control, se implementan principalmente en paracaídas de ranuras y paracaídas en forma de cruz, en la estabilización de bombas, minas y torpedos se implementan paracaídas de bajo arrastre y alta estabilidad, que brindan un retardo en su impacto con el objetivo en tierra, como los de anillos, cruz. Y guía de superficie para los cuales se implementan diferentes tipos de configuración para las líneas de suspensión, donde se usan tres configuraciones para cuerpos con su centro de gravedad desplazado de su eje longitudinal como se muestran en las configuraciones de línea central, múltiples puntos a C.G. y un único punto al C.G., (imagen 75).¹⁴⁴

Imagen 75. Sujeción en diferentes puntos, según la carga.



Fuente: Autores del proyecto.

¹⁴² Ibid., p. 113

¹⁴³ Ibid., p. 115

¹⁴⁴ Ibid., p. 114

5.9. PROCESO DE INFLADO DEL PARACAÍDAS.

El inflado del paracaídas es determinante para su función debido a que este fenómeno depende que la carga llegue en un buen estado a la superficie del planeta, el proceso de inflado del paracaídas está definido como el intervalo de tiempo en que el toldo y las líneas se separan de su contenedor hasta el inflado total del toldo. El inflado del paracaídas es generado por la diferencia de presiones que acelera el flujo de aire dentro de toldo en forma radial hacia afuera concibiendo que se infle, este proceso continua hasta que las fuerzas radial es y axiales equilibren el toldo por la tensión que ejercen las líneas de suspensión¹⁴⁵. En la imagen 76 se describe el proceso de inflado del paracaídas:

Imagen 76. Proceso de inflado del paracaídas.



Fuente: Autores del proyecto.

¹⁴⁵ COCKRELL. D.J. Op., Cit., p. 43

Inicialmente el paracaídas principal es extraído de su contenedor por el paracaídas piloto (imagen 76-a), después de su extracción las líneas de suspensión son perturbadas por el flujo de aire el cual genera una oscilación donde una pequeña parte del aire ingresa por la parte inferior del toldo (imagen 76-b).

El flujo de aire continua moviéndose por el toldo llegando a estancarse desde la parte de menor área hacia la falda (imagen 76-c), una zona de presión estática negativa es generada en el exterior del toldo debido a la velocidad del flujo de aire creando un vacío el cual hace que el toldo tome una forma esférica en su parte superior¹⁴⁶ (imagen 76-d).

El proceso de inflado está regido por la forma, porosidad, tamaño del toldo y densidad del aire, este proceso es lento al comienzo pero aumenta a medida que el diámetro del toldo se agranda por la entrada de aire que expande el toldo (imagen 76-e), cuando al toldo ingresa una gran cantidad de aire el toldo se extiende hasta alcanzar el máximo diámetro inflado, la fuerza de apertura ocurre justo antes de este punto de inflado generando una expansión del toldo que crea una tensión estructural en las líneas (imagen 76-f).

El toldo del paracaídas se llena totalmente de aire obteniendo la geometría inflada en el cual ocurre un estancamiento momentáneo del flujo de aire debido a la dinámica del aire circundante (imagen 76-g), el paracaídas toma su forma geométrica final (imagen 76-h).¹⁴⁷

5.9.1. Tiempo de inflado del paracaídas. Es el instante en que el paracaídas principal es extraído del contenedor, es decir el tiempo desde que las líneas de suspensión llegan a la posición total del inflado del paracaídas. (Imagen 77) La distancia de llenado para un paracaídas en específico está definido en la ecuación 26¹⁴⁸.

Ecuación 26. Distancia del llenado del paracaídas.

$$sf = n Dp$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹⁴⁹

¹⁴⁶ W.KNACKE. Op., Cit., p. 121

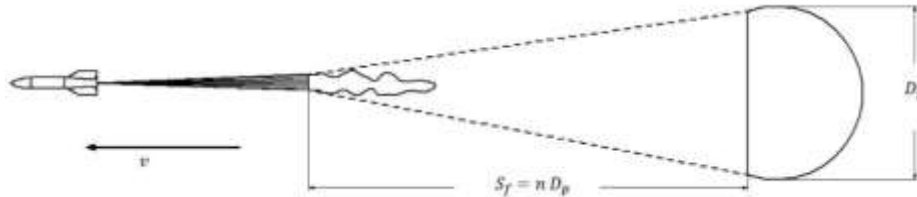
¹⁴⁷ Ibid., p. 120

¹⁴⁸ Ibid., p. 121

¹⁴⁹ Ibid., p. 122

Donde s_f es la distancia de llenado del paracaídas, n es la constante de llenado del paracaídas y D_p es el diámetro proyectado.

Imagen 77. Distancia de llenado del paracaídas.



Fuente: Autores del proyecto.

El tiempo de apertura en el paracaídas (ecuación 27) se utiliza para realizar el cálculo del tiempo de llenado del toldo (t_f) donde se implementa el diámetro nominal (D_o) debido a que el diámetro proyecto (D_p) varía en el proceso de inflado.

Ecuación 27. Tiempo de llenado del paracaídas.

$$t_f = (n D_o) / v$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹⁵⁰

Donde (n) es una constante para cada tipo de paracaídas e indica la distancia de llenado como múltiplo adimensional del diámetro nominal, es llamada constante de llenado.

El tiempo de llenado varía para cada tipo de paracaídas donde se tiene en cuenta las características geométricas. Para los paracaídas sólidos el tiempo de llenado está dado por la ecuación 28 donde (n) equivale a 4 para toldos de porosidad estándar y 2,5 para toldo de baja porosidad.¹⁵¹

Ecuación 28. Tiempo de llenado de los paracaídas sólidos.

$$t_f = (n D_o) / v^{0,85}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹⁵²

Para los paracaídas ranurados o de anillos el tiempo de llenado está dado por la ecuación 29, donde (n) es 8

¹⁵⁰ Ibid., p. 122

¹⁵¹ Ibid., p. 122

¹⁵² Ibid., p. 122

Ecuación 29. Tiempo de llenado de los paracaídas ranurados.

$$t_f = (n D_o) / v^{0.9}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹⁵³

Para paracaídas de pequeños diámetros sometidos a altas velocidades, está dada por la ecuación 30, donde λt es la porosidad geométrica total del toldo expresado en un porcentaje del área geométrica total del toldo S_o .

Ecuación 30. Tiempo de llenado de los paracaídas ranurados de pequeños diámetros.

$$t_f = (0,65 \lambda t D_o) / v$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹⁵⁴

El tiempo de inflado recomendado para paracaídas en cruz está dada por la ecuación 31, donde (n) es 8,7¹⁵⁵ y $(C_D S)_o$ es el área de arrastre nominal.

Ecuación 31. Tiempo de inflado recomendado para paracaídas en cruz

$$t_f = n (C_D S)_o / v^{0.9}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹⁵⁶

Para la constante de llenado (n) se encuentran la tabla 1 de diversos paracaídas

Tabla 2. Variación de la constante de llenado.

TIPO DE PARACAÍDAS	CONSTANTE DE LLENADO (n)		
	Inicio del llenado	Toldo lleno a la mitad	Paracaídas inflado totalmente
Flat Circular solido	NA	NA	8

¹⁵³ Ibid., p. 122

¹⁵⁴ Ibid., p. 122

¹⁵⁵ Ibid., p. 123

¹⁵⁶ Ibid., p. 123

extended Skirt 10%	16-18	4--5	10
Extended Skirt	16-18	7	12
Cross	NA	NA	11,7
Ribbon	10	6	14
Ringslot	NA	NA	14
Ringsail	7--8	2	7
Ribless Guide Surface	4--6

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹⁵⁷

El tiempo de llenado de un sistema de dos etapas de paracaídas está dado por la ecuación 32.

Ecuación 32. Tiempo de llenado de un sistema de dos etapas de paracaídas

$$t_{f1} = \frac{n D o}{v_s} \left[\frac{(C_D S) R}{(C_D S) o} \right]^{1/2} \quad y \quad t_{f2} = \frac{n D o}{v_r} \left[\frac{(C_D S) o - (C_D S) R}{(C_D S) o} \right]^{1/2}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹⁵⁸

Dónde:

t_{f1} . Tiempo de llenado del toldo en la primera etapa

t_{f2} . Tiempo de llenado del toldo en la segunda etapa

n . Constante de llenado del paracaídas

v_s y v_r . Velocidad de despliegue de las líneas en sus diferentes fases del inflado del paracaídas

$(C_D S)_R$. Área de arrastre requerida en *reefing*

$(C_D S)_o$. Área de arrastre requerida

¹⁵⁷ Ibid., p. 123

¹⁵⁸ Ibid., p. 128

5.10. EFECTOS DE LAS FUERZAS DE APERTURA Y CARGA EN EL TOLDO.

$W/(C_D S) o$. Las cargas en el toldo son equivalentes a la presión dinámica y la velocidad de equilibrio, por lo tanto se refiere a la velocidad de descenso, del sistema. El pico de fuerza en el toldo ocurre antes de que el toldo este totalmente inflado donde se tienen en cuenta las características operacionales de los diferentes paracaídas, el efecto de las fuerza en el toldo del paracaídas dependen de las circunstancias en las que este se despliega, es decir si el paracaídas es desplegado en un túnel de viento se considera de masa infinita puesto que la velocidad del flujo no decae en la apertura ya que es constante, como se muestra en la imagen 78-a, pero si el paracaídas es lanzado para su despliegue desde un avión se considera de masa finita ya que la velocidad del flujo que impacta el paracaídas disminuye sustancialmente a medida que el paracaídas se despliega como se muestra en la imagen 78-b.¹⁵⁹

Donde:

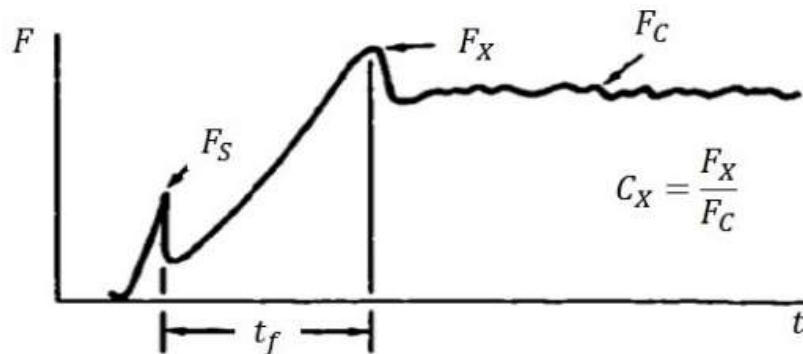
F_C . Fuerza de arrastre en estado estacionario

F_X . Fuerza de apertura máxima

F_S . Fuerza de arrebatamiento

C_X . Coeficiente de fuerza de apertura

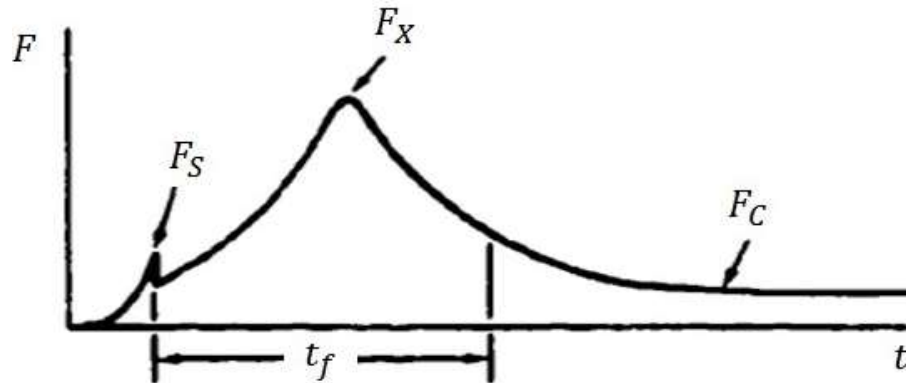
Imagen 78 -a. Fuerzas en el paracaídas versus condiciones de masa finita e infinita



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

¹⁵⁹ Ibid., p. .m128

Imagen 78 -b. Fuerzas en el paracaídas vs condiciones de masa finita e infinita



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto.

La relación de la fuerza de apertura máxima (F_x), a la fuerza de arrastre de estado estacionario (f_c), en pruebas de túnel de viento se define en la ecuación 33.

Ecuación 33. Fuerza del Coeficiente de apertura

$$C_x = \frac{F_x}{f_c}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual 160

(C_x), es una constante para un paracaídas específico, como se muestra en las tablas 3.161

Con el coeficiente de fuerza de apertura (C_x) la ecuación 34 para el paracaídas puede ser escrito de la siguiente manera.

Ecuación 34. Fuerza de apertura

$$F_x = (C_D S)_0 q C_x X_1$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹⁶²

¹⁶⁰ Ibid., p. 129

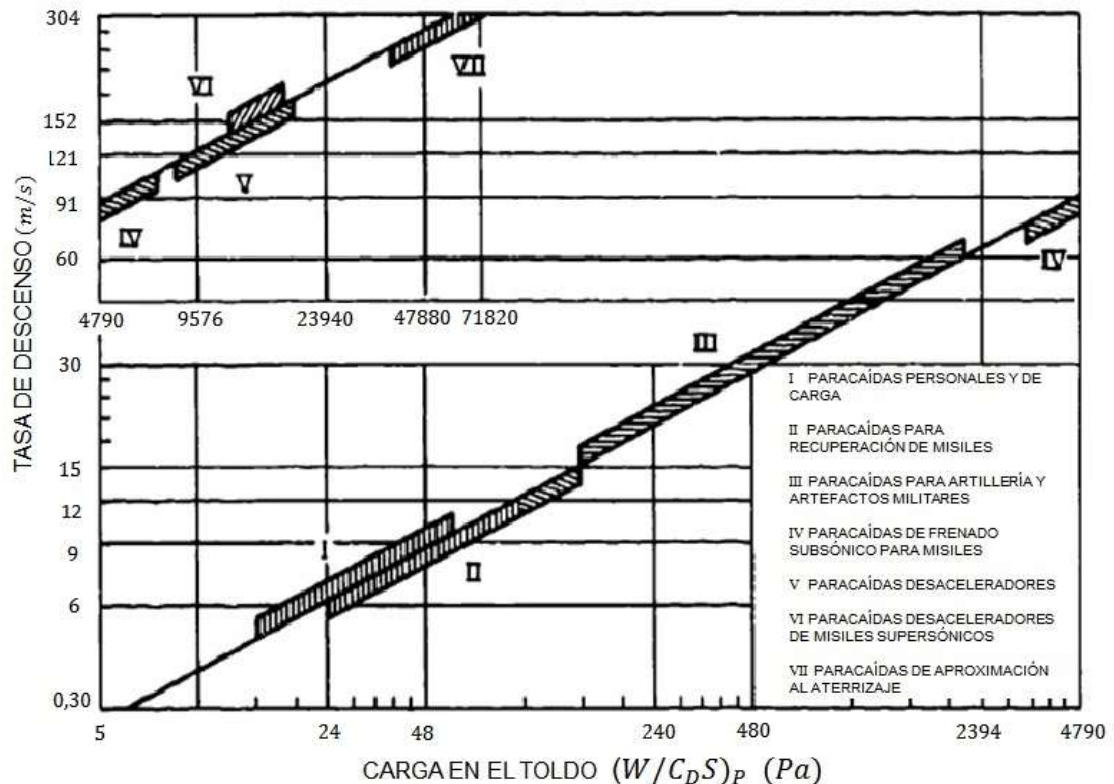
¹⁶¹ Ibid., p. 129

¹⁶² Ibid., p. 129

La fuerza de reducción del factor (X_1) es 1 para un paracaídas de masa infinita y es de 0,02 para paracaídas de masa finita este valor del factor de reducción puede variar dependiendo del método para calcular la fuerza de apertura y la aplicación del paracaídas (imagen 61)

En la imagen 79 se observan las diferentes aplicaciones del paracaídas en la que se encuentran los factores de la fuerza de reducción (X_1). Donde para los paracaídas personales y de carga se tiene un factor de 0,02 a 0,025 para artillería y artefactos militares se tiene un factor de 0,3 a 0,7. Estos paracaídas operan en una condición de masa finita, los paracaídas desaceleradores, paracaídas de arrastre supersónicos de misiles y paracaídas para la aproximación al aterrizaje operan en una condición de masa infinita, estos paracaídas poseen factores aproximados o iguales a 1¹⁶³

Imagen 79. Carga del paracaídas y relación de descenso.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

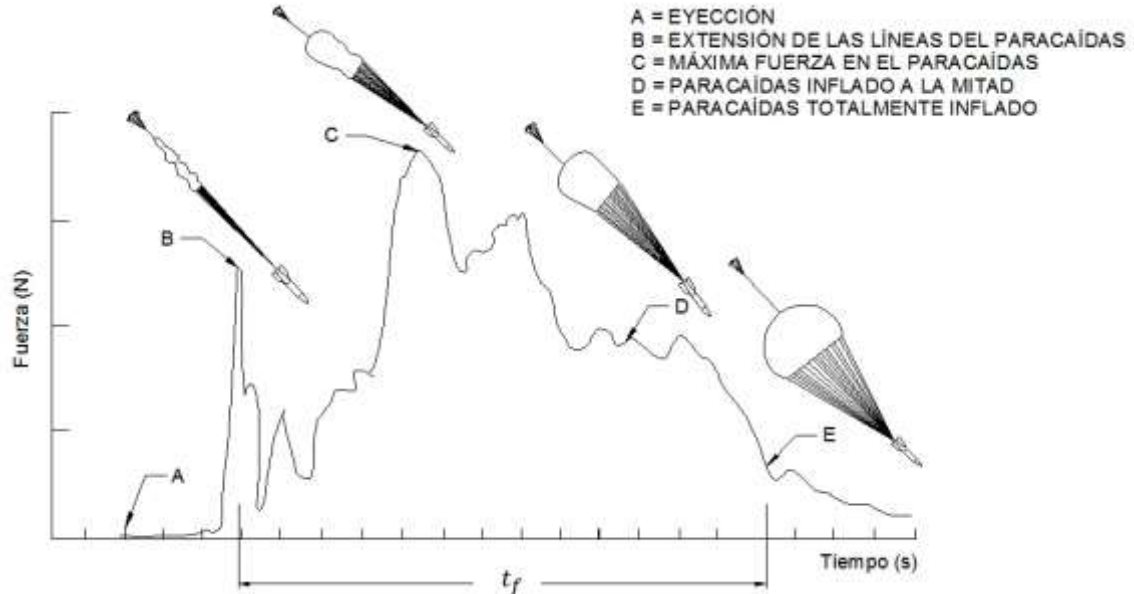
¹⁶³ Ibid., p. 130

El tamaño relativo de la fuerza inicial es importante en un paracaídas de masa infinita, la masa del paracaídas es pequeño, en comparación con la masa de la carga¹⁶⁴ que transporta, haciendo que la fuerza inicio sea pequeño, con un buen sistema de despliegue.

En un paracaídas de masa finita, la masa del paracaídas puede ser de 3 a 7% de la masa de la carga a transportar o la fuerza de arranque puede alcanzar o superar la fuerza de apertura máxima.¹⁶⁵

La fuerza en el paracaídas se encuentra en función del tiempo y se tiene en cuenta su trayectoria como se observa en la imagen 80 los picos de fuerza en el proceso de inflado del paracaídas.

Imagen 80. Picos de fuerza en el proceso de inflado del paracaídas en función del tiempo



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.11. MÉTODOS PARA CALCULAR LAS FUERZAS DE APERTURA DE UN PARACAÍDAS

Existen tres métodos para el cálculo de la fuerza de apertura del paracaídas, los cuales son el método de (ρ) que se distingue por ser rápido pero se debe usar solo

¹⁶⁴ Ibid., p. 131

¹⁶⁵ Ibid., p. 132

para cálculos preliminares, el método *pflanz* el cual se distingue por proporcionar buenos resultados dentro de ciertos límites y el método de (fuerza – trayectoria), está basado en el método dos pero sin límites, Sin embargo, los tres métodos requieren el conocimiento de ciertos parámetros ó características del proceso de los paracaídas.¹⁶⁶

5.11.1. Método 1. Este método se define mediante la ecuación 33, donde es importante considerar la estela del cuerpo delantero dentro del cálculo de fuerza de apertura y el efecto de la altitud, ya que en el paracaídas de carga alta cambian poco las fuerzas de apertura pero en paracaídas de baja carga el cambio es considerable.¹⁶⁷

5.11.2. Método 2. Este método fue desarrollado en Alemania durante la Segunda Guerra Mundial por el señor E. Pflanz y el señor T.W. Knacke, se basa en un cuerpo de peso fijo conocido y la velocidad de freno a lo largo de una trayectoria de vuelo horizontal en un dispositivo de resistencia aerodinámica.¹⁶⁸

El parámetro balístico (A) se obtiene por medio de la ecuación 35.

Ecuación 35. Parámetro balístico

$$A = \frac{2 W_T}{(C_D S)_P \rho g V_1 t_f}$$

Fuente: Recovery System Design Guide.¹⁶⁹

Después de obtener el parámetro balístico (A) el factor de reducción de la fuerza (x_1) se obtiene a partir de la imagen 81 teniendo en cuenta el (n) para cada tipo de paracaídas, donde (n_1) equivale a la línea recta para paracaídas tipo ringslot, (n_2) equivale a la línea cconcava para paracaídas tipo plano, *conico*, *triconico* entre otros y ($n_{1/2}$) equivale a la línea convexa para paracaídas con falda.

Luego de obtener (x_1) se puede determinar la fuerza del paracaídas mediante la ecuación 36 y la velocidad de desintegración en función del tiempo mediante la ecuación 37.

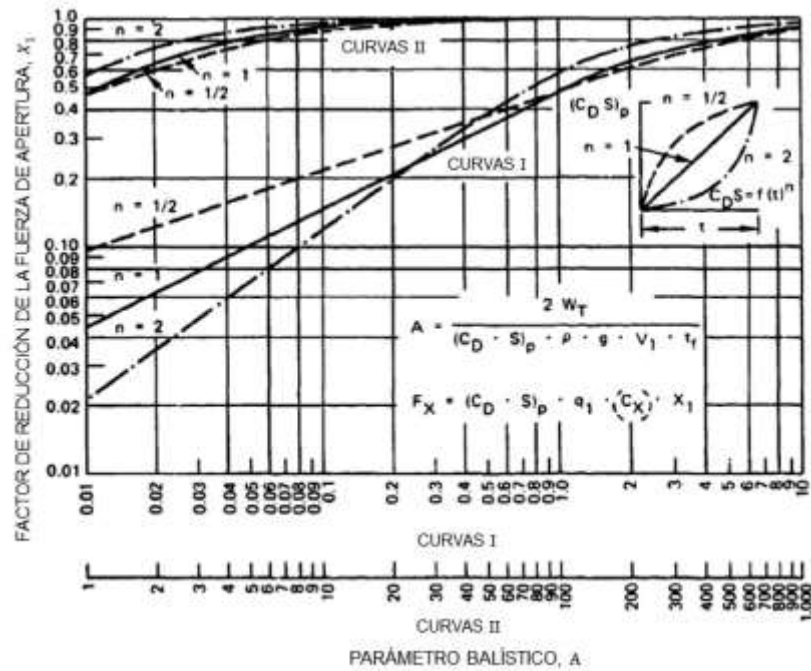
¹⁶⁶ Ibid., p. 133

¹⁶⁷ Ibid., p. 134

¹⁶⁸ Ibid., p. 135

¹⁶⁹ Ibid., p. 137

Imagen 81. Factor de reducción (x_1) fuerza – apertura versus parámetro balístico



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

Ecuación 36. Fuerza de apertura del paracaídas

$$F_P = (C_D S)_P q_1 (C_X) X_1$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual¹⁷⁰

Ecuación 37. Velocidad de desintegración en función del tiempo.

$$V_1 = \frac{V_o}{1 + \left[\frac{(C_D S)_P \rho g t_1 V_o}{2w} \right]}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual.¹⁷¹

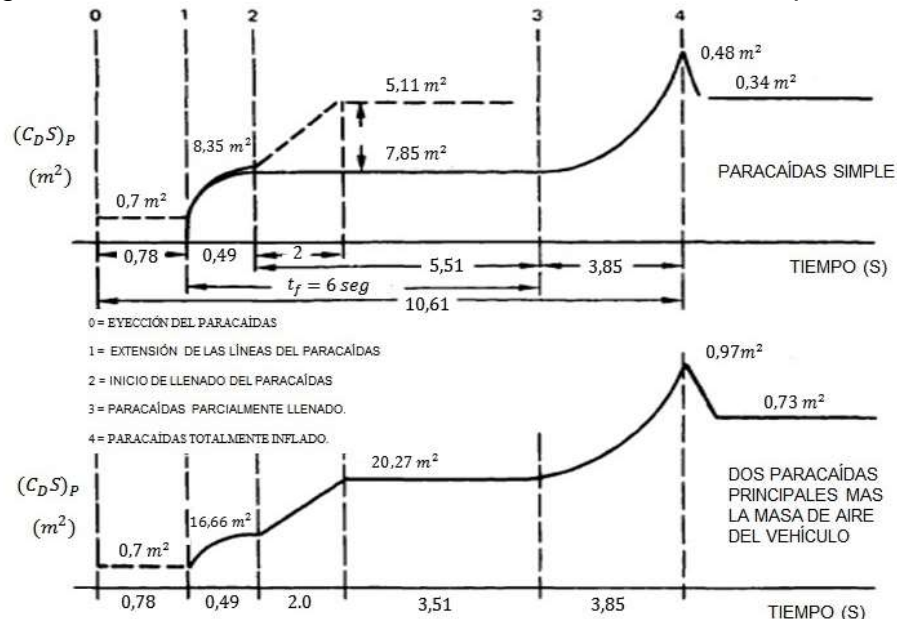
Donde (V_o), es la velocidad en el comienzo de la desaceleración.

¹⁷⁰ Ibid., p. 138

¹⁷¹ Ibid., p. 138

5.11.3. Método 3. Este método se encuentra enfocado en el proceso de apertura del paracaídas, cualquier sistema de recuperación parte de unas condiciones iniciales y finales incluyendo el peso del vehículo y la velocidad de descenso e incluso la oscilación.¹⁷² Comúnmente la fuerza máxima permitida para el paracaídas se expresa en términos de aceleraciones con un número adimensional denominado (G), por lo que el valor típico de la fuerza de apertura oscila entre 3 y 5 G dándonos a conocer si el sistema es o no de múltiples etapas. Teniendo en cuenta estas condiciones se debe optimizar el ciclo con el fin de obtener un tiempo mínimo de recuperación, la altitud y la fuerza del paracaídas dentro del rango admisible.¹⁷³ Este método es el que mejor cumple los requisitos anteriores, se usa el área de arrastre que forma el vehículo junto con el paracaídas en función del tiempo como se muestra en la imagen 82.

Imagen 82. Área de arrastre de la secuencia del inflado del paracaídas.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.12. EFECTOS DE LA POROSIDAD Y LA ALTITUD EN EL TOLDO.

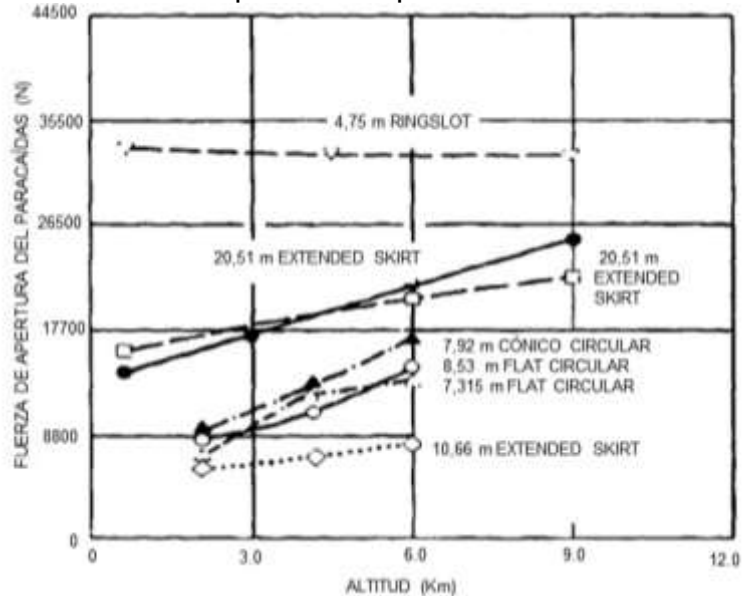
El comportamiento del toldo varía en cuanto a su altitud, las fuerzas de apertura del toldo son mayores a grandes altitudes que a bajas altitudes como se observa en la imagen 83 que muestra la fuerza de apertura del paracaídas en función de la altitud

¹⁷² Ibid., p. 139

¹⁷³ Ibid., p. 139

para varios tipos de paracaídas llevadas a cabo por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos en Wright Field.¹⁷⁴

Imagen 83. Fuerza de apertura del paracaídas en función de la altitud.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

La porosidad se define en porcentaje como la relación de todas las áreas abiertas en la superficie total del toldo, la mayoría de los paracaídas tienen una porosidad entre $80 \text{ y } 150 \text{ ft}^3/\text{ft}^2/\text{min}$ (es la cantidad de volumen que pasa en un área por determinado tiempo), en cambio los parapentes tienen una porosidad entre 0 y $5 \text{ ft}^3/\text{ft}^2/\text{min}$, (prácticamente no poroso), los paracaídas ranurados usan una porosidad geométrica en el rango de 10 a 35%.

La porosidad afecta el arrastre del paracaídas, la estabilidad y la fuerza de apertura. El arrastre, la fuerza de apertura y la oscilación disminuyen con el aumento de la porosidad. La porosidad es importante para conocer o mantener la inflación adecuada.¹⁷⁵

5.13. PARACAÍDAS REEFING.

El paracaídas *reefing* es aquel que permite la apertura progresiva y seccionada de un paracaídas o de igual manera restringe el proceso de inflado total sin llegar a un inflado excesivo del paracaídas.

¹⁷⁴ Ibid., p. 147

¹⁷⁵ Ibid., p. 147

El paracaídas *reefing* disminuye la fuerza de apertura a un valor predeterminado a través de pasos sucesivos de apertura del paracaídas en un intervalo de tiempo determinado. Con este es posible obtener un descenso temporal.

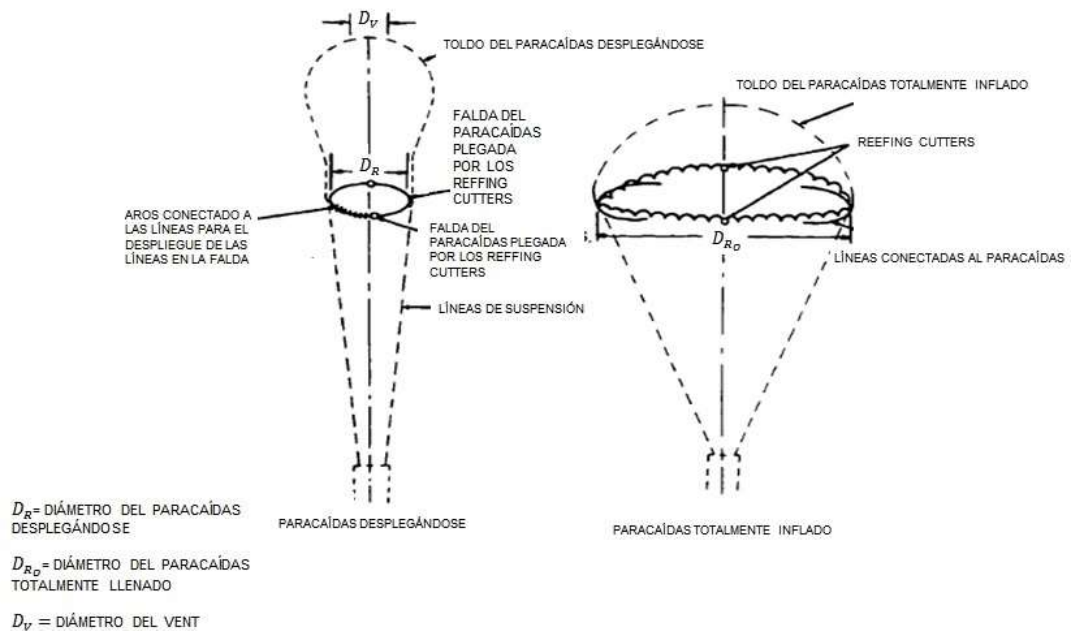
Este método fue desarrollado en Alemania durante la Segunda Guerra Mundial donde se han estudiado diferentes métodos de paracaídas *reefing*,¹⁷⁶ los métodos más comunes son los siguientes:

5.13.1. *Reefing* en la falda. Este es el método más común de reefing consiste de una línea en forma de anillo que está unido al interior de la falda del toldo en cada punto de unión de las líneas de suspensión.

A medida que este se va inflando las líneas se van cortando en los puntos de corte diseñados para romperse a determinado tiempo permitiendo que el paracaídas se abra completamente en el lapso adecuado para cada etapa de inflado como se muestra en la imagen 84.

La longitud de la línea *reefing* está dada en función del diámetro nominal del paracaídas.¹⁷⁷

Imagen 84. Reefing en la falda del paracaídas.



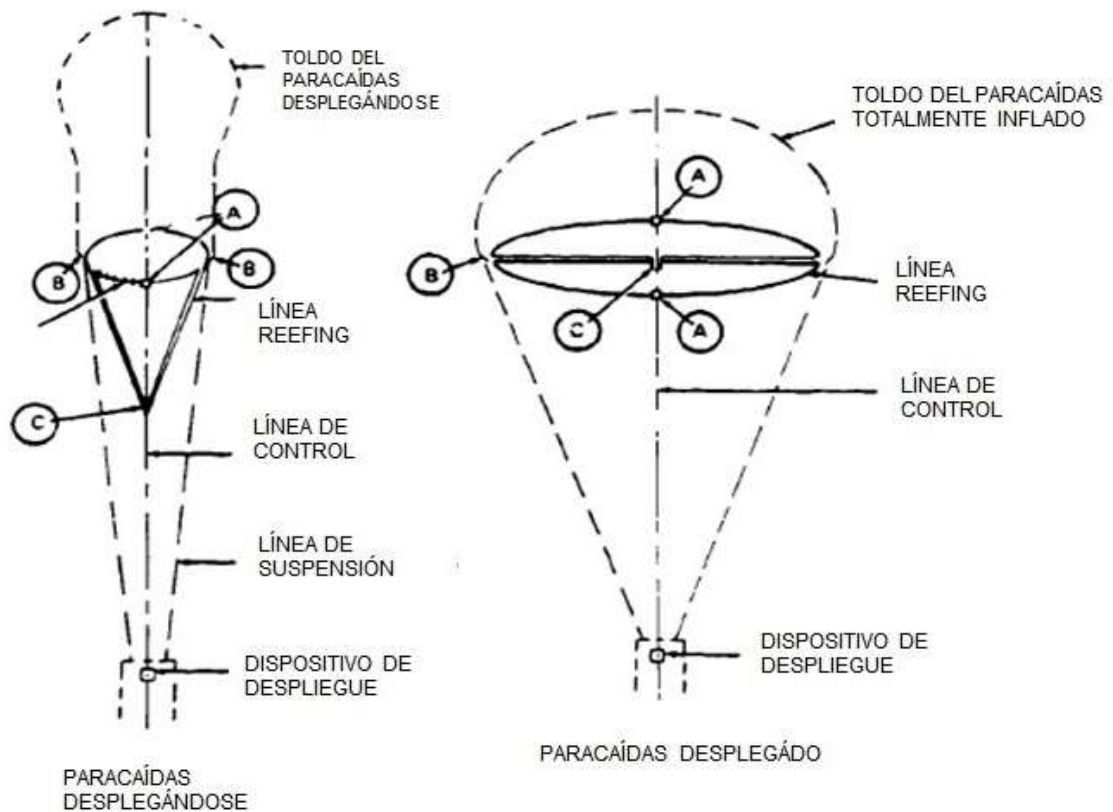
Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

¹⁷⁶ Ibid., p. 153

¹⁷⁷ Ibid., p. 154

5.13.2. Reefing en la falda con línea de control. Como se encuentra en la imagen 85, consta de una línea de dos secciones que está unida a la falda del toldo en el punto A, guiada en una cuarta parte de la falda hasta el punto B donde llega a un punto de unión C, regresa de la misma manera pero por el lado contrario. Una segunda línea se hace de manera similar hacia la otra media esfera de la falda unida en el punto C con la primera línea con el fin de alar las dos líneas del punto C y generar un control en los pasos del inflado del paracaídas.¹⁷⁸

Imagen 85. Reefing en la falda con línea de control.



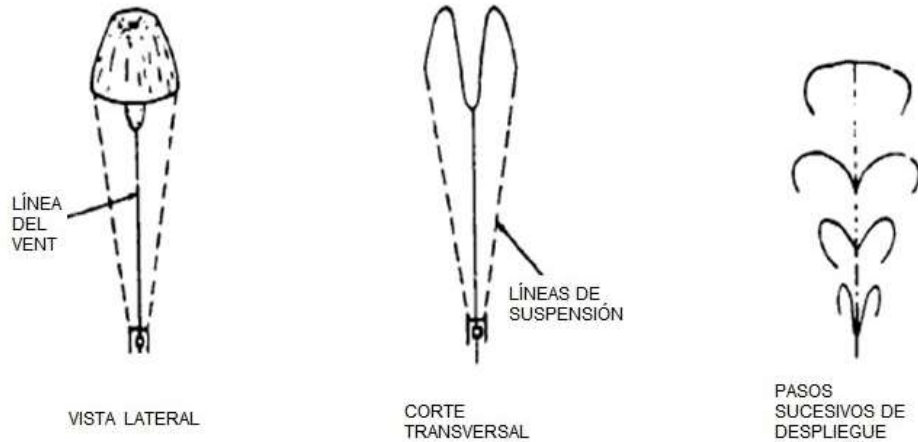
Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.13.3. Reefing en el agujero de estabilidad. Está compuesto por una línea que se encuentra unida al centro del agujero de estabilidad de forma que al alar de la línea hacia el punto de unión de la líneas de suspensión deformen el toldo, entre más hale la línea hacia abajo disminuye el diámetro del toldo y a su vez el área de

¹⁷⁸ Ibid., p. 156.

arrastre. Este sistema es muy usado para aumentar la resistencia creada por el tirón de la línea en el toldo. (imagen 86).¹⁷⁹

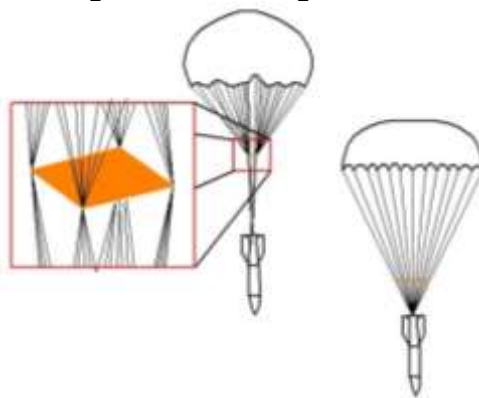
Imagen 86. Reefing en el agujero de estabilidad.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.13.4. Reefing deslizable. Se trata de un control deslizable de tela en forma de cuadrado o circular con oiales que va agarrado en el centro de las líneas de suspensión, las cuales se juntan formando grupos que pasan por los oiales del *reefing*, al momento de doblar y guardar el paracaídas se corre el *reefing* hacia arriba el cual evita una elevada fuerza de apertura, la acción del inflado fuerza al *reefing* deslizable debajo de las líneas de suspensión lo que retrasa y controla la inflación del toldo. (imagen 87).¹⁸⁰

Imagen 87. Reefing deslizable.



Fuente: Autores del proyecto.

¹⁷⁹ Ibid., p. 157

¹⁸⁰ Ibid., p. 158

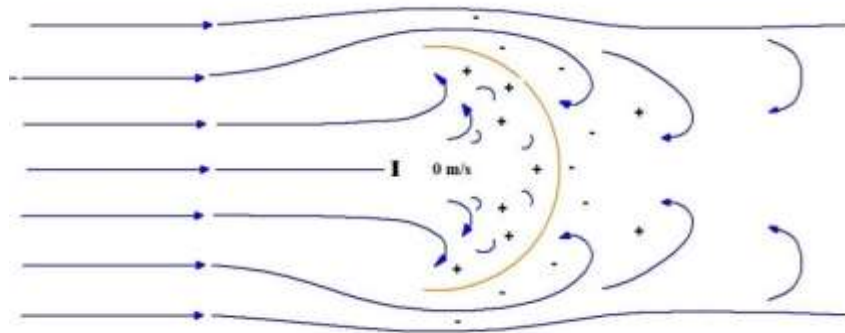
5.14. DISTRIBUCIÓN DE PRESIÓN EN EL TOLDO DEL PARACAÍDAS.

La distribución de presión en el toldo del paracaídas es importante para el análisis de las características de inflado del toldo y las tensiones en este. El comportamiento del flujo deseado es la separación uniforme alrededor del borde del toldo junto con una estela uniforme detrás del toldo con el fin de obtener una alta resistencia y buena estabilidad.

El flujo de aire alrededor de un paracaídas empieza en la parte delantera del toldo frenándose hasta 0 m/s en el punto de estancamiento, (I). Detrás del punto de estancamiento se produce el flujo de aire turbulento lo que resulta en una presión estática alta dentro del toldo del paracaídas comparada con la presión estática en el flujo no turbulento de la corriente de aire alrededor del toldo. El flujo de aire alrededor del borde del toldo se acelera por la compresión de las líneas de corriente, causando una presión negativa en el exterior del toldo.

La presión positiva interna y la presión negativa en el exterior forman un gradiente de presiones dirigido hacia afuera la cual mantiene el toldo inflado¹⁸¹. (Imagen 88).

Imagen 88. Flujo de aire y distribución de presiones alrededor del toldo del paracaídas.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

La ley de Bernoulli nos indica que $(p + q = P_0)$, donde p es la presión estática, (q) es la presión dinámica y (P_0) la presión total. A partir de esto se obtiene el coeficiente de presiones adimensional (C_p) ¹⁸² el cual se implementa en el análisis del paracaídas para observar los cambios de presión en diferentes puntos del toldo a diversas velocidades (ecuación 38)

¹⁸¹ Ibid., p. 172

¹⁸² Ibid., p. 175

Ecuación 38. Coeficiente de presión.

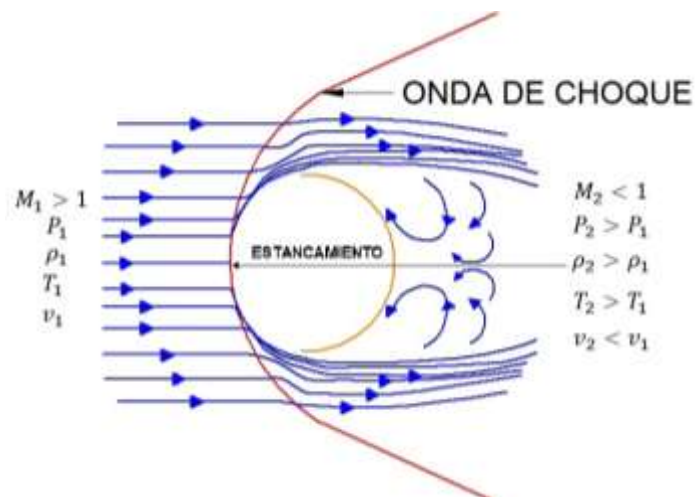
$$C_p = \frac{P_0 - P}{q} \text{ ó } C_p = \frac{\Delta P}{q}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ¹⁸³

5.15. PARACAÍDAS SUPERSÓNICOS

En el flujo supersónico alrededor de un paracaídas suceden exactamente los mismos fenómenos que en un cuerpo aerodinámico, como se observa en la imagen 89 la onda de choque se forma enfrente del toldo del paracaídas y a medida que la velocidad supersónica disminuye a altas velocidades subsónicas, la presión, la densidad y la temperatura aumentan.¹⁸⁴

Imagen 89. Flujo supersónico alrededor del toldo del paracaídas.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

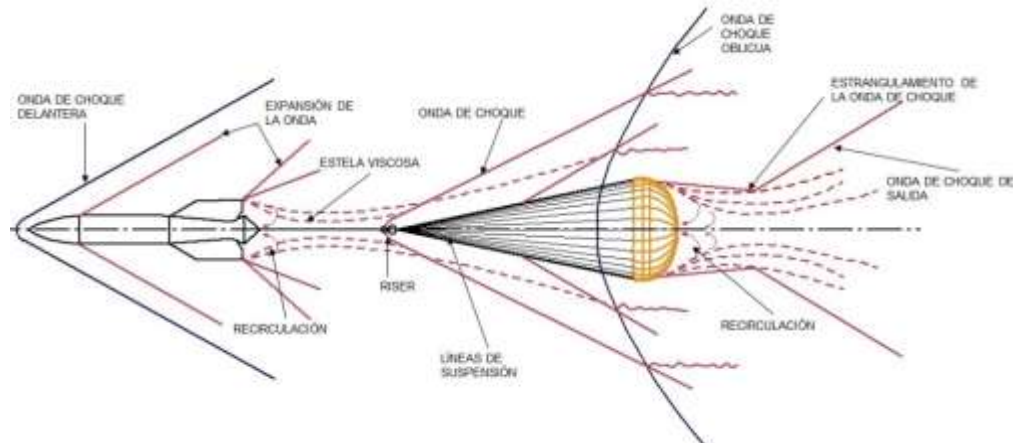
Como un paracaídas nunca está compuesto solo por el toldo, el flujo supersónico entorno al sistema es diferente ya que el borde del toldo del paracaídas en el sistema en sí genera pérdidas de arrastre en la estela del cuerpo delantero (imagen 90).¹⁸⁵

¹⁸³ Ibid., p. 173

¹⁸⁴ Ibid., p. 175

¹⁸⁵ Ibid., p. 176

Imagen 90. Flujo supersónico alrededor del sistema de recuperación.



Fuente: E. G. Ewing, H.W. Bixby y T.W. Knacke. Recovery system design guide. Gardena California, 1971. 458 p, modificada por autores del proyecto

5.16. Paracaídas clúster. Este sistema es aquel que se compone de dos o más paracaídas ya sea para estabilizar desacelerar o bajar una carga a tierra. Las ventajas más comunes son las siguientes¹⁸⁶:

- Fabricación, almacenamiento, manejo, cuidado, y recuperación más fácil que uno solo de gran tamaño.
- Si llega haber una falla en uno de los paracaídas no sería tan infortunado como solo uno.
- El tiempo de llenado es más rápido en varios paracaídas pequeños que uno grande.

Las desventajas más comunes son las siguientes:

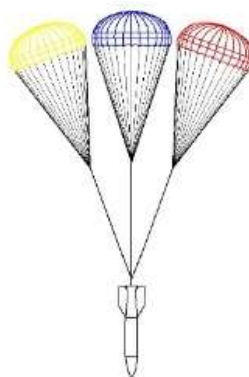
- Es imposible tener una apertura totalmente sincronizada haciendo que los que tengan menos tiempo de llenado generen más cargas individuales de modos que la fuerza total de los paracaídas en un clúster y su peso y volumen son más altos que un gran paracaídas.
- Presentan una reducción en la fricción debido a la interferencia y la geometría de los sistemas.
- Puede haber paracaídas de apertura retardada en comparación con el grupo y variación de tiempos.

186

Ibid., p. 200

El sistema típico de paracaídas se observa en la imagen 91 donde se muestran la distribución de los paracaídas en clúster. Pruebas realizadas en el transcurso de la historia en túneles de viento muestra que los paracaídas clúster sufren una reducción en la fricción debido a la geometría del clúster que obliga a los paracaídas a volver a un gran ángulo de ataque y la interferencia mutua¹⁸⁷

Imagen 91. Típica distribución de paracaídas clúster.



Fuente: Autores del proyecto.

¹⁸⁷

Ibid., p. 201

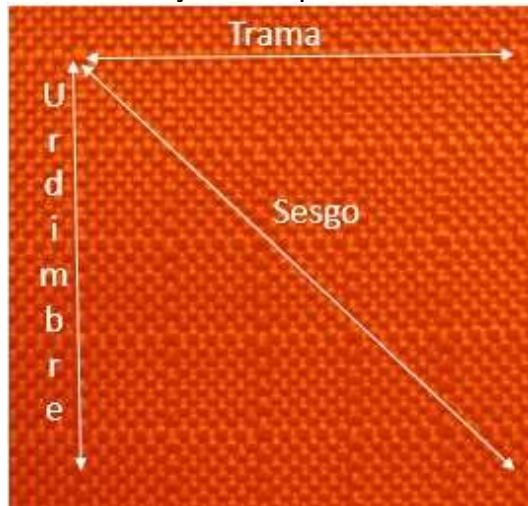
6. MATERIALES Y MÉTODOS DE COSTURA.

El estudio de los materiales ha tenido grandes avances con el fin de proporcionar mejoras en la economía, la eficiencia, el proceso de degradación cuando se somete el material a diferentes ambientes, la resistencia a altas temperaturas, el comportamiento frente al estrés y la tensión del material dentro de límites. Comúnmente los materiales usados en la mayoría del sistema de recuperación son textiles.

6.1. EL TEXTIL.

Un textil es una tela que está compuesta por una cantidad de hilos y fibras determinadas que forman un tejido en donde se puede encontrar la urdimbre, trama y sesgo. La urdimbre es el conjunto de hilos paralelos que conforman la base estructural del tejido y que enlazados con la trama forman la tela la cual conforma el largo de la tela. La trama es el conjunto de hilos paralelos en un tejido que se encuentran transversales a la urdimbre y estos conforman el ancho de la tela en un tejido el sentido diagonal es llamado sesgo¹⁸⁸. Imagen 92

Imagen 92. Hilos y fibras que conforman el tejido.



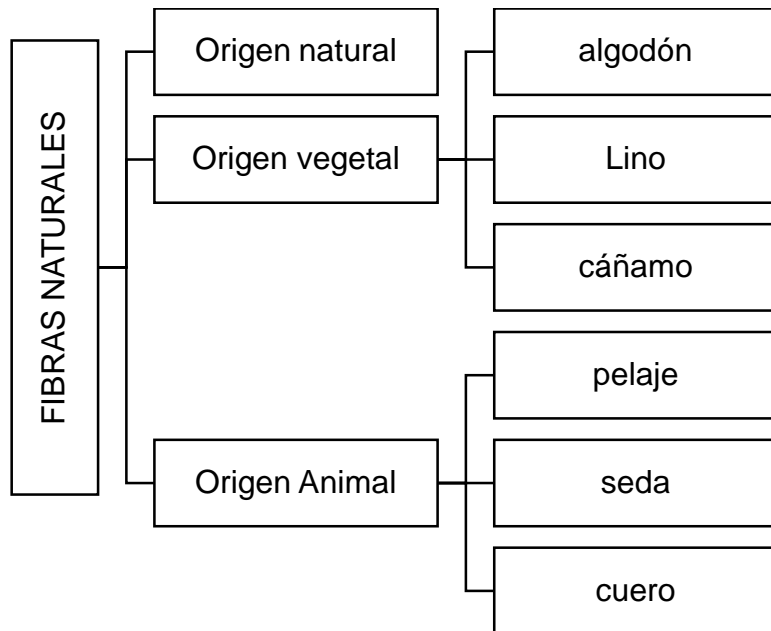
Fuente: Autores del proyecto.

Una fibra es el conjunto de filamentos o hebras que son usados para formar hilos y a partir de estos formar las telas mediante hilados o procesos químicos y físicos.¹⁸⁹ Las fibras están clasificadas en dos grupos; fibras naturales (diagrama 1) y fibras orgánicas (diagrama 2).

¹⁸⁸ POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, santa Barbara California, volumen 1, 1977.

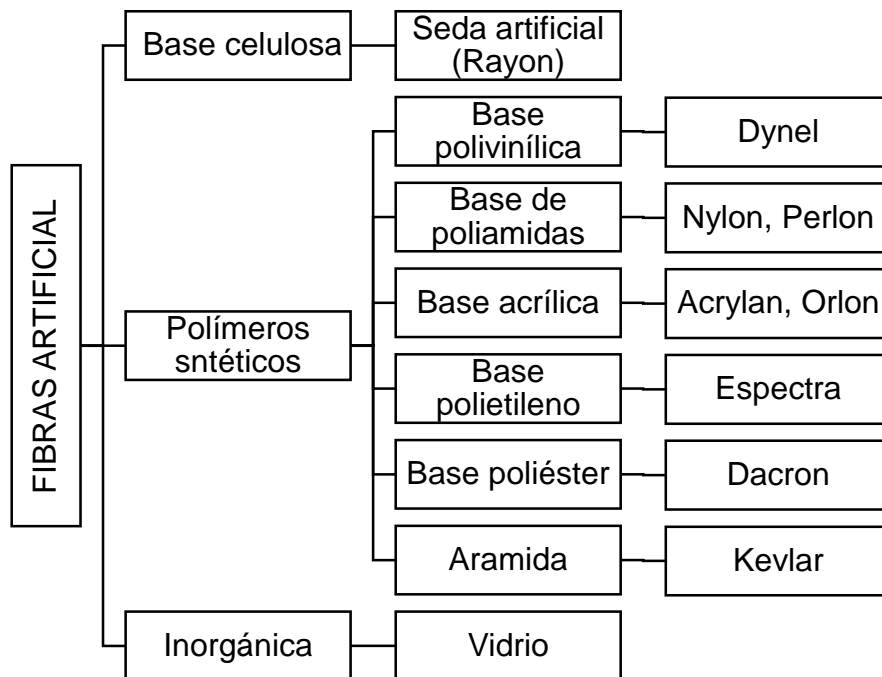
¹⁸⁹ Ibid., p. 480.

Diagrama 1. Fibras naturales.



Fuente: The parachute manual, a technical on aerodynamic deceleratorsl.modificada por autores

Diagrama 2. Fibras Artificiales.



Fuente: Fuente: The parachute manual, a technical on aerodynamic deceleratorsl.modificada por autores.

A continuación se describe las características e información básica de las diferentes fibras o hilos usados en paracaídas. Tabla 3.

Tabla 3. Propiedades mecánicas de fibras o hilos.

	Algodón	Lino	Seda	Dacron	Rayon	Nylon	Kevlar
gravedad especifica (gm/cm ³)	1,54	1,5	1,34	1,39	1,52	1,14	-
Tenacidad a la rotura (gpd)	3 - 4,9	1,5	1,34	2,8 - 5,6	1,5 - 2,4	4,5 - 6	-
Elongacion a la rotura (%)	3,0 - 7	2,7 - 3,3	10,0 - 25	24 - 42	15 - 30	26 - 32	-
Modulo inicial (gpd)	60 - 70	175	60 - 116	10. - 30	5. - 16	14 - 22	-
Trabajo para la roptura (gpd)	0,15	0,8	0,40 - 0,80	0,40 - 1,10	1,18 - 0,22	0,72 - 0,75	-
Tenacidad (gpd)	-	-	-	8. - 10	-	9. - 10	20 - 22
Densidad (g/cm ³)	-	-	-	1,38	-	1,14	1,44
Recuperación a la humedad (%)	8,5 - 10,3	12	11	4	11. - 13	3. - 5	7
Resistencia a la temperatura °C	-	-	-	245	-	246	498

Fuente: Recovery System Design Guide¹⁹⁰

6.1.1. Gravedad específica. Es definida como la relación de peso en unidad de volumen de una sustancia con la del agua a 4°C. (gr/cm³)

6.1.2. Tenacidad a la rotura. Capacidad de un material de resistir la propagación de grietas o fracturas al ser sometido a una carga (gpd). Grams per denier (gpd), donde un denier es la masa en gramos por cada 9000 metros de fibra.

6.1.3. Elongación a la rotura. Tensión en un material cuando este se rompe. (%)

¹⁹⁰ MEYER, Jan. Op., Cit., Pag. 147

6.1.4. Modulo inicial. Es el cambio de la pendiente de la parte inicial de la curva de tensión deformación y es la relación en el cambio de la tensión expresada en gpd.

6.1.5. Trabajo a la ruptura. Es un índice que indica la capacidad de absorción de energía en una unidad de masa, expresada en gpd.

6.1.6. Tenacidad. Es la capacidad que tiene un material de absorber energía antes de alcanzar el punto de fatiga, expresa en gpd.

6.1.7. Densidad. Es la cantidad de masa contenida en un volumen determinado

6.1.8. Resistencia a la humedad. Es la capacidad que tiene el material a no absorber partículas de agua

6.1.9. Resistencia a la temperatura. Es la capacidad que tiene el material de oponer resistencia a las temperaturas.

De acuerdo con las características de las fibras o hilos se realiza una matriz de selección donde se evalúan las propiedades mecánicas para realizar una selección de tela para construir el paracaídas, donde 1 es la calificación más baja del criterio y 10 la más alta.¹⁹¹ Tabla 4.

Tabla 4. Matriz de selección de materiales

Criterios para la selección de la tela del paracaídas

Fibras	Alta resistencia a la rotura	Alta Elongación	Baja gravedad específica	Resistencia ala tracción y alta tenacidad
Algodón	8	4	4	3
Lino	7	3	6	5
Seda	7	5	9	7
Dacron	9	7	7	8
Rayon	8	8	5	-
Nylon	10	10	10	9
Kevlar	10	5	3	10

Fuentes: autores del proyecto.

¹⁹¹ POYNTER. Dan. Op., Cit., pag 32.

Tabla 4. (Continuación) Matriz de selección de materiales

Criterios para la selección de la tela del paracaídas				
Fibras	Baja densidad	Alta resistencia a la temperatura	Alta impermeabilidad	Alta Confiabilidad
Algodón	-	-	5	24
Lino	-	-	3	24
Seda	10	-	8	46
Dacron	9	3	9	52
Rayon	-	-	4	25
Nylon	10	9	10	68
Kevlar	-	10	8	46

Fuentes: autores del proyecto.

De acuerdo a la matriz de selección (tabla 4), el Nylon es el material más adecuado para la construcción del paracaídas. Teniendo en cuenta la facilidad de adquisición comercial este material es usado en el toldo de los paracaídas para el túnel de viento subsónico de la universidad conocido comercialmente como *nylon-ripstop* (imagen 93) y para las líneas de suspensión se utilizó *nylon-terlenca* (Imagne 94)

Imagen 93. *Nylon-ripstop*.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 94. *Nylon-terlenca*.



Fuente: autores del proyecto.

6.2. DETALLES DE CONSTRUCCIÓN.

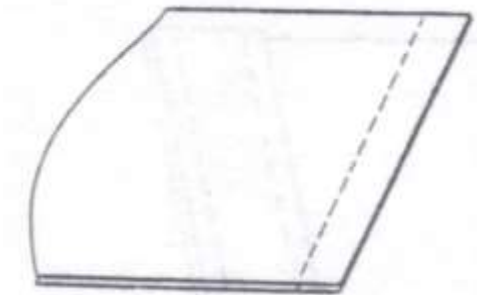
Cada detalle en la construcción del paracaídas como tipo de costura, forma, espacio entre costuras, entre otros es manejado y seleccionado dependiendo de la magnitud de la carga o la flexibilidad para el pliegue, despliegue del paracaídas¹⁹² y la facilidad de construcción.

6.3. COSTURAS

Una costura es una articulación que consiste de una secuencia de puntadas uniendo dos o más piezas de un material y son usadas para ensamblar partes formando un objeto final. Las costuras son divididas en 4 clases:

Superpuesta (SS). Las capas de materiales son colocadas una sobre la otra y son unidos con una o más filas de puntadas. (Imagen 95)

Imagen 95. Costura superpuesta SS.

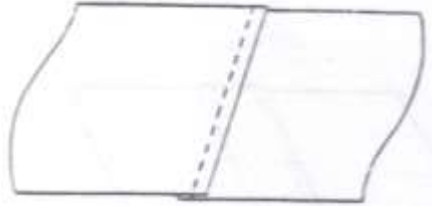


Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 344.

¹⁹² E.G. Ewing. Op., Cit., Pag 221

Sobrepuesto (LS) las capas de material son sobrepuestas en sus bordes uno sobre el otro y luego son unidos con una o más líneas de puntadas. (Imagen 96)

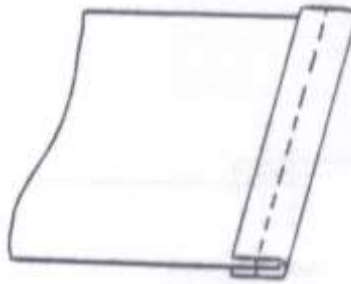
Imagen 96. Costura superpuesta LS.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edicion, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 344.

Encuadernado (BS) una tira es plegada en la sección de material u son unidas mediante una o más líneas de puntada. (Imagen 97)

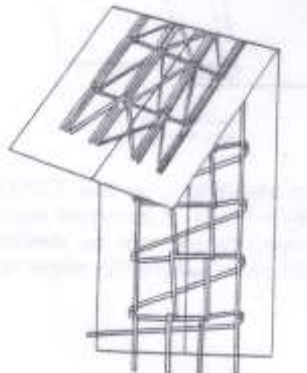
Imagen 97. Costura encuadernado BS.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edicion, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 344.

Plano (FS) dos piezas son juntadas en el tope de uno de sus extremos y son punteadas extendidamente en formas cruzadas hasta cubrir sus bordes. (Imagen 98)

Imagen 98. Costura plana FS.

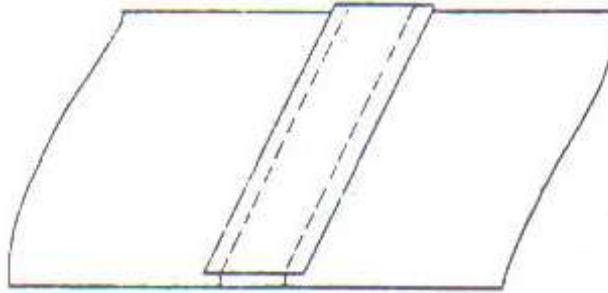


Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edicion, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 344.

Las costuras deben ser más fuertes que el material al que se está cosiendo, las costuras también deben brindar un refuerzo en la unión de los gajos y los bordes del toldo del paracaídas este tipo de refuerzo es determinado por la fuerza y otros requerimientos funcionales. Las costuras más comunes en los paracaídas son mostrados a continuación

La imagen 99 muestra el tipo de costura usado para reforzar las banas o bordes circunferenciales alrededor del paracaídas

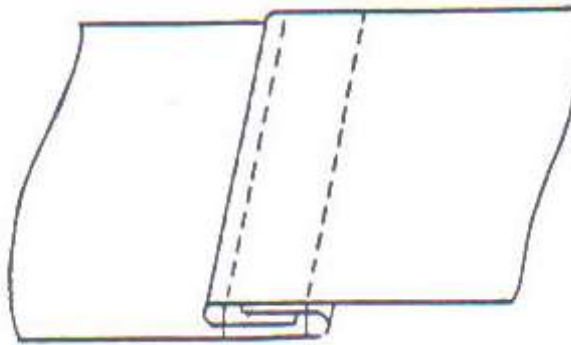
Imagen 99. Costura Tipo SS para refuerzo de bordes.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, Santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 345.

El dobladillo es una de las costuras típicas y es usado en las áreas donde se concentran grandes fuerzas como en la unión del toldo y las líneas de suspensión, por los anteriores motivos se requiere un enlace con el borde del gajo donde tenga una intersección con la tela para brindar una mayor fortaleza a la unión¹⁹³. (Imagen 100). La eficiencia de esta costura está alrededor del 83%.¹⁹⁴

Imagen 100. dobladillo típico tipo LS.



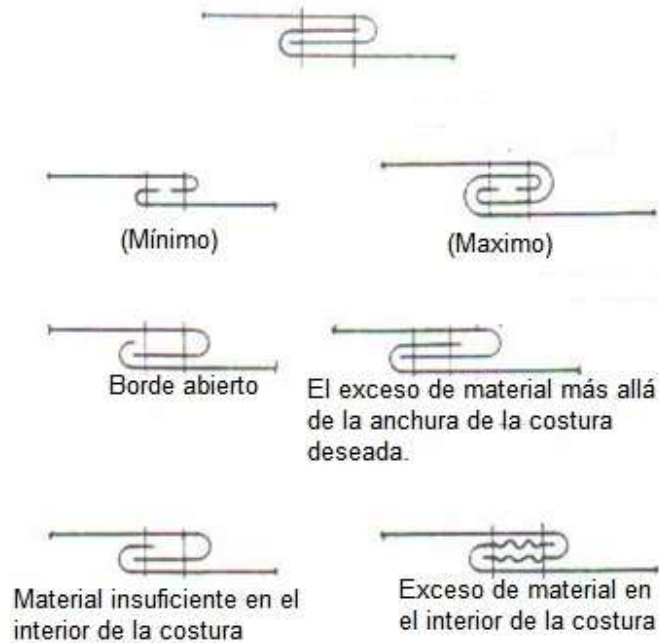
Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, Santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 345.

¹⁹³ E.G. EWING, Op., Cit., p. 221.

¹⁹⁴ POYNTER, Op., Cit., p. 345

Este tipo de costura tiene diferentes configuraciones con sus respectivas tolerancias. (Imagen 101)

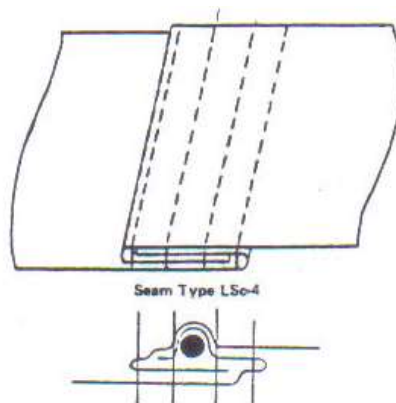
Imagen 101. Diferentes configuraciones de costura tipo dobladillo.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edicion, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 345.
Modificada por autores.

La imagen 102 muestra la costura común usada en las uniones de los gajos cuando la línea de suspensión es continua alrededor del toldo.

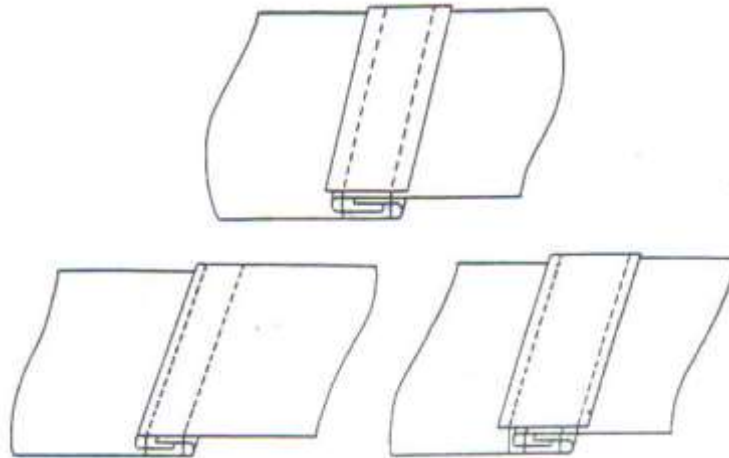
Imagen 102. Costura radiales alrededor del toldo con la línea de suspensión continua.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edicion, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 345.

La imagen 103. Muestra las costuras comunes usadas en las uniones de los gajos cuando la línea de suspensión NO es continua alrededor del toldo.

Imagen 103. Costura radiales alrededor del toldo sin la línea de suspensión continua.

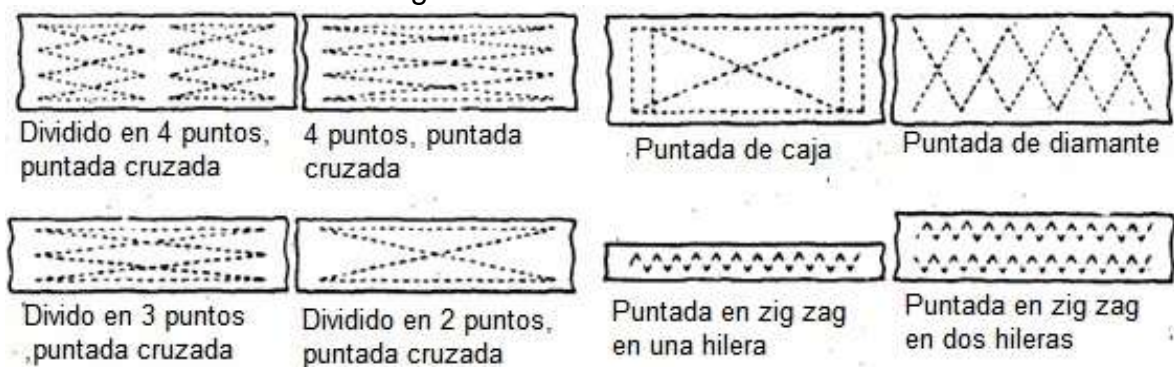


Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 345.

6.4. PATRONES DE COSTURA.

Los patrones de costura se usan para mantener la rigidez de las uniones entre los gajos y las líneas de suspensión mejorando la unión de estos dos elementos¹⁹⁵, los patrones de costura utilizados en los paracaídas se observan en la (imagen 104)

Imagen 104. Patrones de costura.



Fuente: POYNTER. Dan, The parachute manual, a technical on aerodynamic decelerators, segunda edición, santa Barbara California, volumen 2, 1977. p. 345.
Modificada por autores

¹⁹⁵ E.G. EWING, E Cit., p. 222.

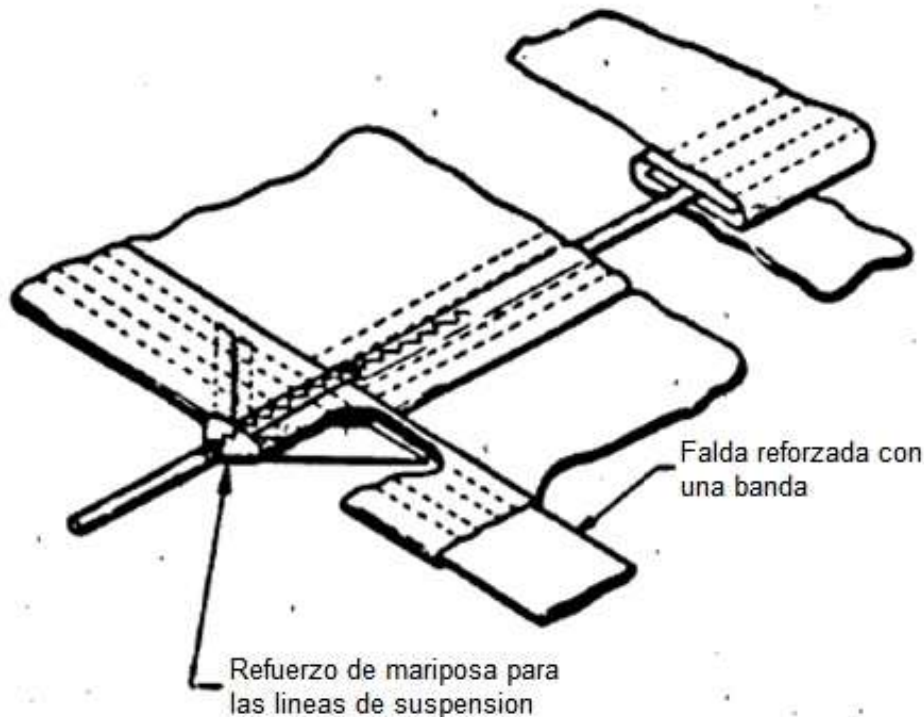
En los patrones de costura el patrón *bolt stwich* y *Zigzag* son los patrones típicos, sin embargo las pruebas han demostrado que la eficiencia más alta en los patrones se brinda con el patrón de múltiples puntos de cruz, los *zigzag* son utilizados comúnmente en las líneas de suspensión¹⁹⁶.

6.5. CONEXIÓN ENTRE EL TOLDO Y LAS LÍNEAS DE CONEXIÓN

En el sistema de suspensión de las líneas existen diferentes tipos de unión como los son: Línea-falda, línea-riser, línea-línea.

La unión de las líneas de suspensión línea-falda se une a la periferia de la falda en el punto de la unión del radial medio (unión de los gajos) requiere un refuerzo en ese punto, como se observa en la imagen 105

Imagen 105. Unión de las líneas de suspensión línea-falda.

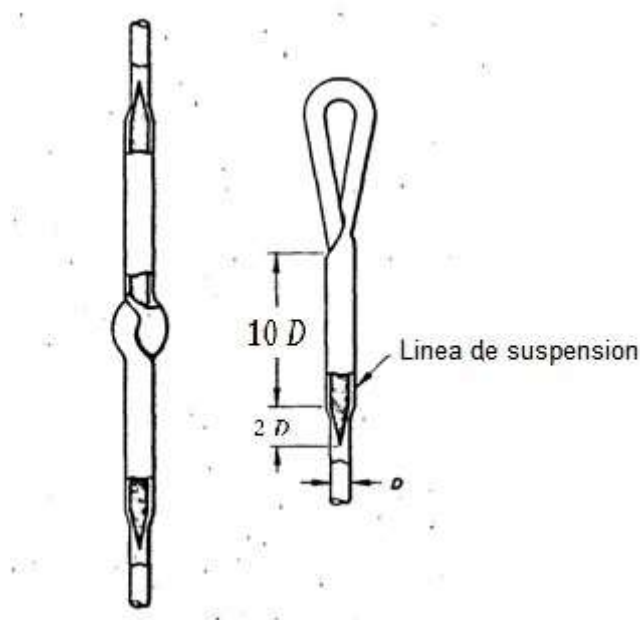


Fuente: E.G. Ewing, H. W. Bixby y T. W. Knacke. Recovery System Design Guide. Gardena California, 1971, p. 223. Modificada por autores.

La sujeción del tipo línea-línea es aquel donde se realiza un anillo y se realiza una costura la cual fije una línea con otra, Como o así misma se observa en la imagen 106

¹⁹⁶ T. W. Knacke. Ibid., p 223.

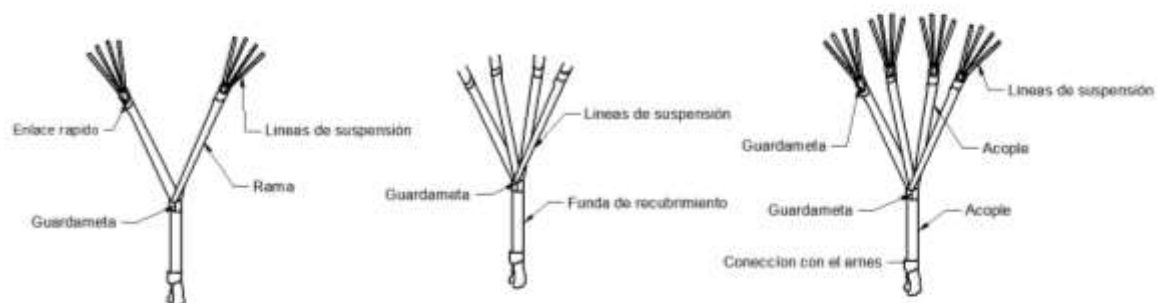
Imagen 106. Sujeción del tipo linea-linea.



Fuente: E.G. Ewing, H. W. Bixby y T. W. Knacke. Recovery System Design Guide. Gardena California, 1971, p. 223. Modificada por autores

La conexión Línea-riser es el tipo de sujeción de la línea a la sujeción donde se implementa una unión entre las líneas de suspensión y el riser donde su comparte un enlace rápido que es un método muy utilizado para los sistemas de recuperación donde se pueden implementar diferentes configuraciones como se muestra en la imagen 107.

Imagen 107. Tipos de configuración de risers.



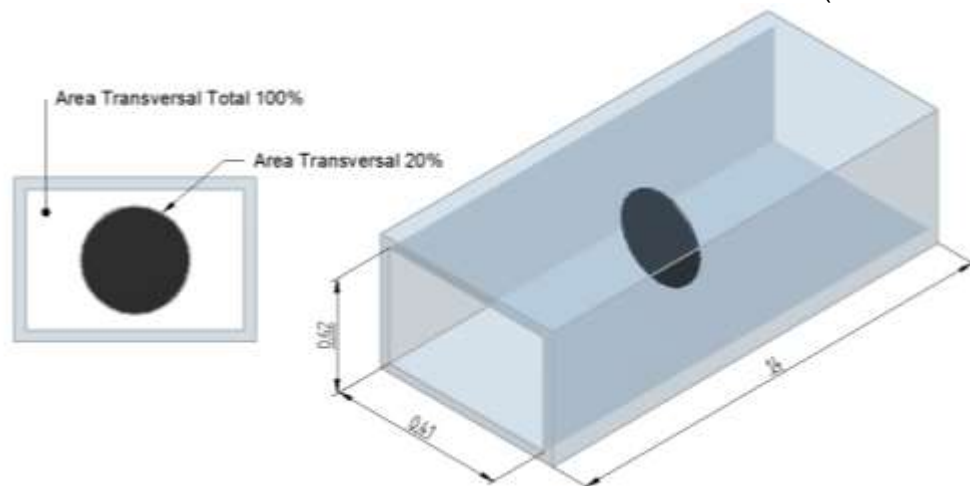
Fuente: E.G. Ewing, H. W. Bixby y T. W. Knacke. Recovery System Design Guide. Gardena California, 1971, p. 223. Modificada por autores

7. CONSTRUCCIÓN DE LOS PARACAÍDAS DE PRUEBA PARA TÚNEL AERODINÁMICO DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES.

La mayoría de los desaceleradores de alto rendimiento son paracaídas los cuales se definen por su forma de cubierta y otros rasgos característicos, el tamaño de un paracaídas se basa en el toldo específicamente en el área de superficie construida. Muchos de los paracaídas son contruidos en su toldo con textiles solidos pero los paracaídas de alto rendimiento incorporan configuraciones ranuradas con el fin de aliviar las tensiones en las altas velocidades de desplégue.¹⁹⁷

El cálculo para el diseño de los diferentes tipos de paracaídas partió del diámetro proyectado (D_p), que es la máxima distancia de proyección del toldo cuando se encuentra inflado, teniendo en cuenta que el paracaídas genera un bloqueo de pared dentro del túnel de viento cuando supera el 30% del área transversal del túnel (A_T) (ecuación 39), (Imagen 108) es decir que dentro del túnel se genera un aumento de presión dinámica el cual da inestabilidad a los paracaídas y genera datos erróneos en los experimentos¹⁹⁸. Se calculó el área transversal del túnel de viento de la Fundación Universitaria Los Libertadores (F.U.L.L.) y se tomó el 20% del área transversal asumiendo esta área como un círculo del cual se obtuvo el (D_p).

Imagen 108. Área transversal del Túnel de viento de la F.U.L.L (cotas en metros).



Fuente: Autores del proyecto.

¹⁹⁷ W. KNACKE, Op., Cit., p. 75

¹⁹⁸ MACHA. J. Michael and BUFFINGTON. Robert J., An experimental Investigation of wall-interference corrections for parachute in closed wind tunnel, vol. 27 NO. 4g, Sandia National Laboratories, Albuquerque, new Mexico 87185

Ecuación 39. 20% del área transversal del túnel de viento subsónico de la F.U.L.L.

$$A_T = 0,20 \text{ (lado por lado)}$$

Fuente: Autores del proyecto.

$$A_T = 0,20 (0,412 \text{ m } (0,62 \text{ m}))$$

$$A_T = 0,051 \text{ m}^2$$

Teniendo el 20 % del área transversal, se asume como una circunferencia con la cual se obtiene el diámetro de esa circunferencia D_{cir} (ecuación 40).

Ecuación 40. Diámetro de una circunferencia

$$D_{cir} = \sqrt{\frac{4 A_T}{\pi}}$$

Fuente: Recovery System Design Guide.¹⁹⁹

$$D_{cir} = \sqrt{\frac{0,051 \text{ m}^2 4}{\pi}}$$

$$D_{cir} = 0,255 \text{ m}$$

En La tabla 5, se observa las características de los tipos de paracaídas que fueron seleccionados por su máximo coeficiente de arrastre nominal los cuales se construyeron y analizaron como un primer filtro de selección, tomando el promedio de los rangos de valores que ofrece la tabla para cada calculo pertinente, la selección de los diferentes paracaídas se tomaron del libro *Recovery System Design Guide*. El coeficiente de arrastre nominal (C_{D0}), es aquel que está relacionado con la superficie del área total del toldo, así que el coeficiente de arrastre indica la resistencia al avance y eficiencia que un toldo de un paracaídas produce con la mínima área de tela usada reduciendo al mínimo el peso y volumen²⁰⁰. La relación (D_p/ D_0) de esta tabla fue utilizada con el fin de hallar el diámetro nominal (D_0) para cada tipo de paracaídas donde el diámetro proyectado (D_p) hallado es el (D_{cir}).

¹⁹⁹ E. G. EWING, Op., Cit., p. 80.

²⁰⁰ Ibid., p. 81.

Tabla 5. Características de los tipos de paracaídas.

Tipo	D_C/D_O	D_P/D_O	Coefficiente de arrastre C_{DO} rango	Factor de carga en la apertura C_X	Angulo de oscilación
Cónico	0,93 a 0,95	0,7	0,75 a 0,90	~ 1,8	$\pm 10^\circ$ a $\pm 30^\circ$
Biconico	0,90 a 0,95	0,7	0,75 a 0,92	~ 1,8	$\pm 10^\circ$ a $\pm 30^\circ$
Triconico	0,90 a 0,95	0,7	0,80 a 0,96	~ 1,8	$\pm 10^\circ$ a $\pm 20^\circ$
Flat extended skirt 10%	0,86	0,66 a 0,70	0,78 a 0,87	~ 1,4	$\pm 10^\circ$ a $\pm 15^\circ$
Flat extended skirt 14,3%	0,81	0,66 a 0,71	0,75 a 0,90	~ 1,4	$\pm 10^\circ$ a $\pm 15^\circ$
Guide Surface Ribbed	0,63	0,62	0,28 a 0,42	~ 1,1	0° a 2°
Guide Surface Ribbles	0,66	0,63	0,30 a 0,34	~ 1,4	0° a $\pm 3^\circ$
Cross	1,15 a 1,19	0,66 a 0,72	0,60 a 0,78	~ 1,2	0° a $\pm 3^\circ$
Ringslot	1	0,67 a 0,70	0,56 a 0,65	~ 1,14	0° a $\pm 5^\circ$
Ringsail	1,16	0,69	0,75 a 0,90	~ 1,15	$\pm 5^\circ$ a $\pm 10^\circ$
Disk gap band	0,73	0,65	0,52 a 0,58	~ 1,16	$\pm 10^\circ$ a $\pm 35^\circ$
Rotafoil	1,05	0,9	0,85 a 0,99	~ 1,17	0° a $\pm 2^\circ$

Fuente: W. KNACKE, Theo. Parachute Recovery Systems Design Manual, *Recovery Systems Division Aerosysteme Department*, NAVAL WEAPONS CENTER CHINA LAKE, CA 93555-6001, March 1991, p. 82.

Obtenido el diámetro nominal, (D_O) de la relación (D_P/D_O) de la tabla 5, la ecuación 40 es otra forma para obtener el (D_O) que se encuentra definido como la distancia interna entre los bordes de un círculo con relación al área de la tela o Área nominal (S_O) la cual es determinada por la suma de las áreas de los gajos incluido el orificio de estabilidad, ranuras y otros espacios como ranuras adicionales abiertas dentro del contorno del área del gajo, de la que se despeja el (S_O) obteniendo la ecuación 42. El cual difiere para cada tipo de paracaídas.²⁰¹

²⁰¹ Ibid., p. 80

Ecuación 41. Diámetro nominal.

$$D_o = \sqrt{\frac{4 S_o}{\pi}}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁰²

Ecuación 42. Área nominal.

$$S_o = \frac{\pi}{4} D_o^2$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁰³

El área del orificio de estabilidad (S_v) (ecuación 43) corresponde al 1% del área nominal (S_o).

Ecuación 43. Área del orificio de estabilidad.

$$S_v = 0,01 S_o$$

Fuente: Recovery System Design Guide.²⁰⁴

El diámetro del agujero de estabilidad (D_v) (ecuación 44) se divide en 2 con el fin de obtener el radio (R_v) (ecuación 45).

Ecuación 44. Diámetro del agujero de estabilidad.

$$D_v = \sqrt{\frac{4 S_v}{\pi}}$$

Fuente: Recovery System Design Guide.²⁰⁵

²⁰² Ibid., p. 81

²⁰³ Ibid., p. 81

²⁰⁴ Ibid., p. 81

²⁰⁵ Ibid., p. 81

Ecuación 45. Radio del agujero de estabilidad.

$$R_V = D_V/2$$

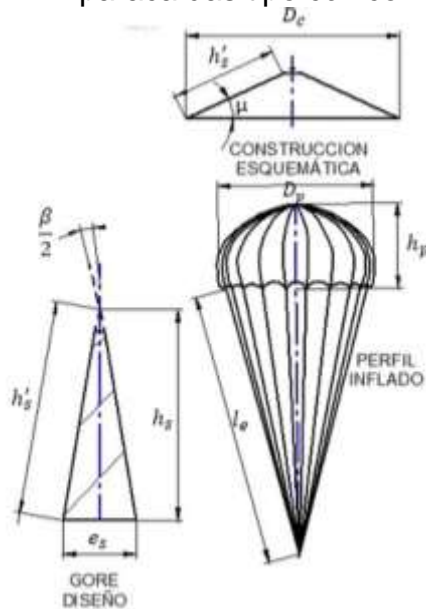
Fuente: Recovery System Design Guide.²⁰⁶

Las ecuaciones 41, 42, 43, 44 y 45 son utilizadas en el dimensionamiento de todos los paracaídas, de la tabla 3 se seleccionaron y construyeron del tamaño adecuado para el túnel de viento de la universidad los siguientes paracaídas:

7.1. CÓNICO

El toldo de este paracaídas tiene la forma de una pirámide (Imagen 109) con un determinado número de lados (N), es económico y de simple construcción, este paracaídas tiene aproximadamente 10% más de resistencia que los paracaídas planos con la misma área de superficie. Este paracaídas es comúnmente aplicado en paracaidismo y entregas de cargas por aire para el cálculo pertinente de este diseño se tuvo un ángulo de cono (μ) de 25° teniendo en cuenta que el ángulo común para esta geometría va hasta los 30° y $N = 10$. Para el dimensionamiento del gore las ecuaciones utilizadas para este tipo de paracaídas son:²⁰⁷

Imagen 109. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo cónico.



Fuente: Autores del proyecto.

²⁰⁶ Ibid., p. 81

²⁰⁷ Ibid., p. 120

Ecuación 46. Ángulo β

$$\beta = 2 \operatorname{sen}^{-1} \left[\left(\operatorname{sen} \frac{180^\circ}{N} \right) \cos \mu \right]$$

Fuente: Recovery System Design Guide.²⁰⁸

$$\beta = 2 \operatorname{sen}^{-1} \left[\left(\operatorname{sen} \frac{180^\circ}{10} \right) \cos 25^\circ \right]$$

$$\beta = 32,528^\circ$$

El diámetro nominal D_o es calculado en relación al diámetro proyectado D_p que se obtiene de la tabla 3

Ecuación 47. Diámetro nominal D_o para el paracaídas tipo cónico

$$D_o = \frac{D_p}{0,7}$$

Fuente: Recovery System Design Guide.²⁰⁹

$$D_o = \frac{0,25504 \text{ m}}{0,7}$$

$$D_o = 0,3643$$

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo cónico se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,3643\text{m})^2$$

$$S_o = 0,1042\text{m}^2$$

$$S_v = 0,01 (0,1042 \text{ m}^2)$$

$$S_v = 0,0010426 \text{ m}^2$$

²⁰⁸ Ibid., p. 120

²⁰⁹ Ibid., p. 120

$$D_V = \sqrt{\frac{(0,0010426 \text{ m}^2) 4}{\pi}}$$

$$D_V = 0,03643 \text{ m}$$

$$R_V = 0,03643 \text{ m}/2$$

$$R_V = 0,01821 \text{ m}$$

Ecuación 48. Distancia central desde la borde superior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda (h_s) (imagen 109).

$$h_s = \left[\frac{S_o}{N \tan \left(\frac{\beta}{2} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²¹⁰

$$h_s = \left[\frac{0,10426 \text{ m}^2}{10 \tan \left(\frac{32,528^\circ}{2} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$h_s = 0,1890 \text{ m}$$

Ecuación 49. Distancia central desde el borde inferior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda. (h_g)

$$h_g = h_s - R_V$$

Fuente: Recovery System Design Guide²¹¹

$$h_g = 0,18904 \text{ m} - 0,01821 \text{ m}$$

$$h_g = 0,17082 \text{ m}$$

²¹⁰ Ibid., p. 120

²¹¹ Ibid., p. 120

Ecuación 50. Distancia del borde inferior del gajo (e_s)

$$e_s = 2h_s \tan\left(\frac{\beta}{2}\right)$$

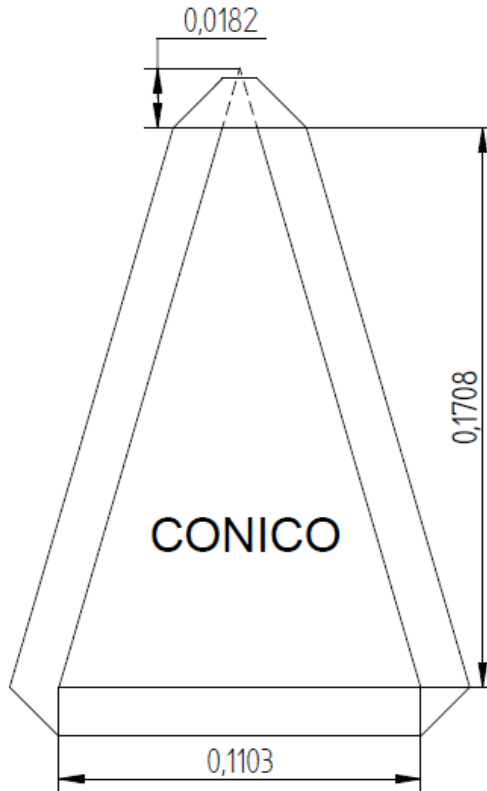
Fuente: Recovery System Design Guide.²¹²

$$e_s = 2(0,18904 \text{ m}) \tan\left(\frac{32,528}{2}\right)$$

$$e_s = 0,11030 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano para su construcción (imagen 110).

Imagen 110. Plano del cónico, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

En la ficha técnica del paracaídas tipo cónico se observa sus diferentes características de dimensionamiento (tabla 6)

²¹²

Ibid., p.120

Tabla 6. Ficha técnica del paracaídas tipo cónico

Nombre	Cónico
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,75 - 0,9
Peso (gr)	11
Peso (N)	0,108
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,625
D_o - Diámetro nominal (m)	0,364
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_c - Diámetro de construcción (m)	0,342
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,036
S_p - Área proyectada (m^2)	0,051
S_o - Área nominal (m^2)	0,104
S_v - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,06

Fuente: Autores del proyecto.

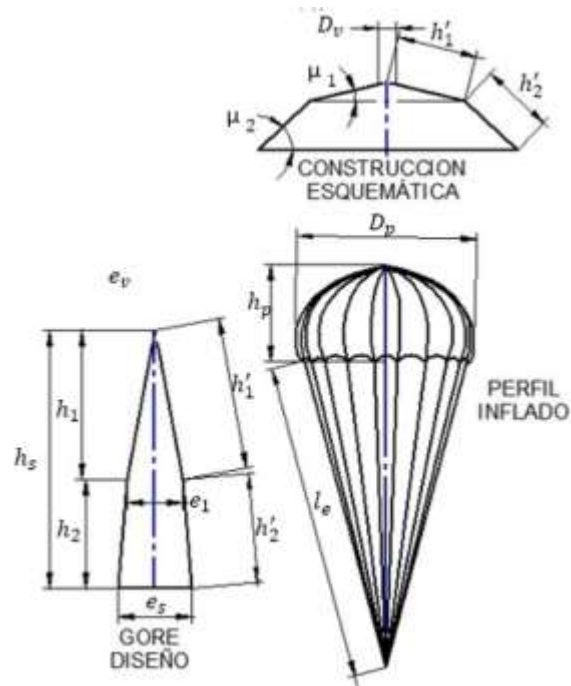
7.2. BICÓNICO

El toldo está conformado con un tronco de forma piramidal con N lados (imagen 111). Este diseño es una variación del tipo cónico, es sencillo y económico de construir, sirve para las mismas aplicaciones que el paracaídas cónico pero con mejor estabilidad, rendimiento y resistencia²¹³. Para los cálculos pertinentes a este tipo de paracaídas se toman como base los cálculos del cónico y se da un porcentaje a cada segmento del paracaídas en relación al (h_s) y el (e_s) hallado para el cónico de la ecuación 47 y la ecuación 48.

Con un porcentaje del 60 % para (h_1) y el 40 % para (h_2) con respecto a la longitud total de 100 % del (h_s), la distancia de la falda de la sección inferior en el gajo se da un 80 % para (e_1) con respecto al 100 % del (e_s). A cada altura se le hace la resta pertinente del agujero de estabilidad. En el dimensionamiento del gore, las ecuaciones utilizadas para este tipo de paracaídas son:

²¹³ Ibid., p. 121

Imagen 111. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo bicónico.



Fuente: Autores del proyecto.

$$h_s = 0,18904 \text{ m}$$

$$e_s = 0,11030 \text{ m}$$

$$h_1 = 0,6 (0,18904 \text{ m})$$

$$h_1 = 0,11342 \text{ m}$$

$$h_1 = 0,11342 \text{ m} - R_v$$

$$h_1 = 0,11342 \text{ m} - 0,01821 \text{ m}$$

$$h_1 = 0,0952 \text{ m}$$

$$e_1 = 0,8 (0,11030 \text{ m})$$

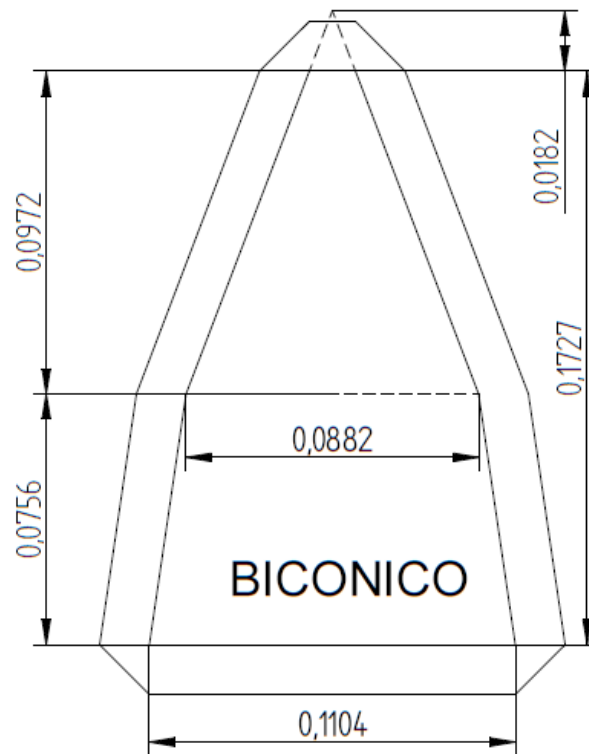
$$e_1 = 0,08824 \text{ m}$$

$$h_2 = 0,4 \text{ (0,18904 m)}$$

$$h_2 = 0,07561 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados se dibujó el plano (Imagen 112).

Imagen 112. Plano del bicónico, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

En la ficha técnica del paracaídas tipo bicónico. Donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento (tabla 7)

Tabla 7. Ficha técnica del paracaídas tipo bicónico

Nombre	Bicónico
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,75 - 0,92
Peso (gr)	12
Peso (N)	0,118
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,630

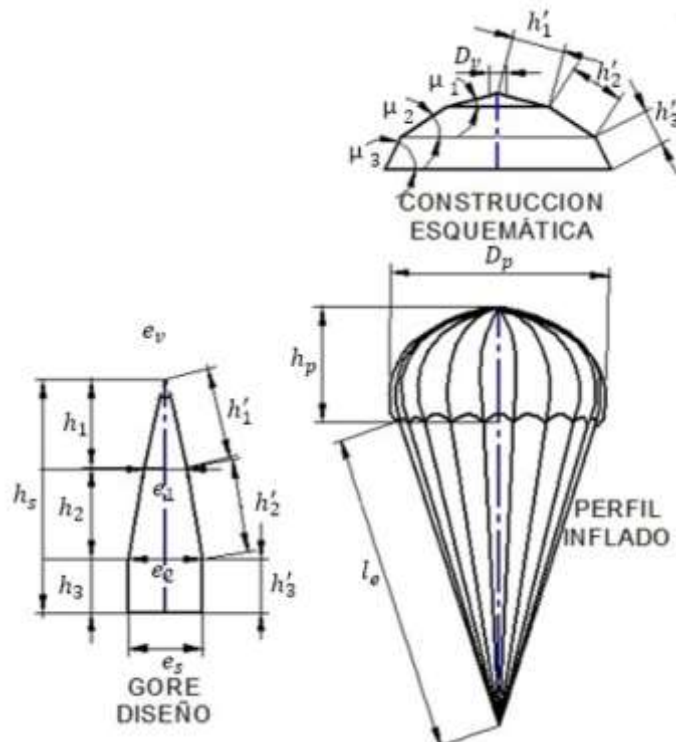
D_O - Diámetro nominal (m)	0,364
D_P - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_C - Diámetro de construcción (m)	0,337
D_V - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,036
S_P - Área proyectada (m^2)	0,051
S_O - Área nominal (m^2)	0,104
S_V - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,06

Fuente: Autores del proyecto.

7.3. TRICÓNICO

El toldo está conformado con dos troncos en forma piramidal con (N) lados como se observa en la imagen 113, este diseño es muy sencillo y económico de construir sirve para las mismas aplicaciones que el paracaídas cónico pero con mejor estabilidad, rendimiento a la resistencia. Estos fueron desarrollados como principales paracaídas de descenso para los sistemas de recuperación por aire²¹⁴.

Imagen 113. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo Tricónico.



Fuente: Autores del proyecto.

²¹⁴ Ibid., p. 122

Para los cálculos pertinentes a este tipo de paracaídas se tomó como base los cálculos del paracaídas tipo cónico y se dio un porcentaje a cada segmento del paracaídas en relación al h_s y el e_s , hallado para el cónico de la ecuación 48 y la ecuación 50.

Se le dio un porcentaje del 30 % al (h_1) y el 70 % al (h_2) con respecto al 100 % del (h_s), para obtener los tres conos que forman el paracaídas triconico, el 40 % al (e_1) y el 60 % al (e_2) con respecto al 100 % del (e_s). A (h_s) se le hizo la resta pertinente del agujero de estabilidad obteniendo h_g . Los cálculos son:

$$h_s = 0,18904 \text{ m}$$

$$e_s = 0,11030 \text{ m}$$

$$h_1 = 0,3 (0,18904 \text{ m})$$

$$h_1 = 0,05671$$

$$e_1 = 0,4 (0,11030 \text{ m})$$

$$e_1 = 0,04412 \text{ m}$$

$$h_2 = 0,7 (0,18904 \text{ m})$$

$$h_2 = 0,13233 \text{ m}$$

$$e_2 = 0,6 (0,11030 \text{ m})$$

$$e_2 = 0,06618 \text{ m}$$

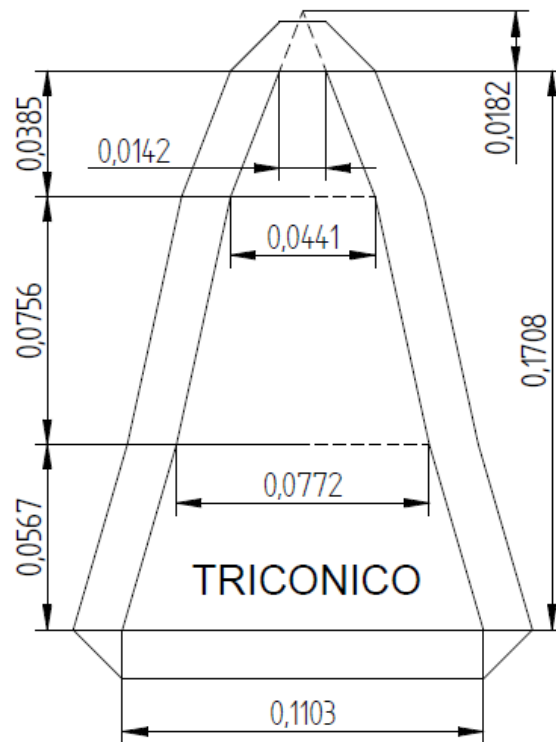
$$h_g - R_V = 0,18440 - R_V$$

$$h_g - R_V = 0,18440 \text{ m} - 0,01875 \text{ m}$$

$$h_g - R_V = 0,16564 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados se dibujó el plano (Imagen 114).

Imagen 114. Plano Tricónico, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

En la ficha técnica del paracaídas tipo Tricónico, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento (tabla 8)

Tabla 8. Ficha técnica del paracaídas tipo Tricónico

Nombre	Tricónico
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,8 - 0,96
Peso (gr)	9
Peso (n)	0,088
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,545
D_o - Diámetro nominal (m)	0,364
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_v - Diámetro de construcción (m)	0,337
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,036
S_p - Área proyectada (m^2)	0,051
S_o - Área nominal (m^2)	0,104

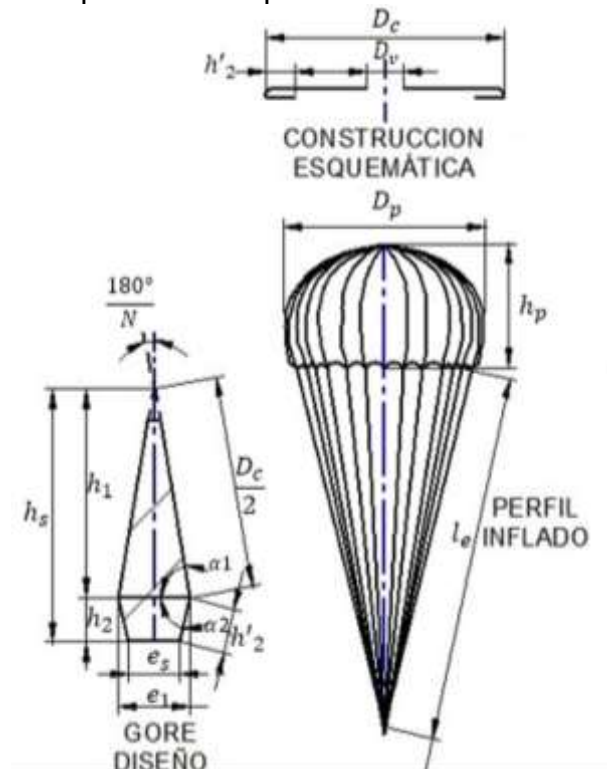
S_V - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: Autores del proyecto.

7.4. FLAT EXTENDED SKIRT 10%

Se caracteriza por tener una superficie plana poligonal a la que se añade una extensión en forma de anillo plano anular mejor conocido como falda, (imagen 115), de un ancho designado como un porcentaje del diámetro de construcción D_C , este diámetro es la distancia entre los puntos donde el máximo ancho de los gajos opuestos cruza la costura radial. Por lo tanto, el diámetro de construcción se mide a lo largo de la costura radial y no por la línea central del gajo. Una extensión del 10% ha demostrado ser una opción común a pesar de que otros porcentajes de extensión han sido juzgados, la falda es una de las partes más complejas de diseñar pero así mismo tienen más alta resistencia, los tiempos de llenado más largos y menos fuerza de apertura que el paracaídas plano circular. Para el cálculo de este paracaídas se realizaron los siguientes cálculos:²¹⁵

Imagen 115. Visualización del gajo, el perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo falda extendida 10%.



Fuente: Autores del proyecto.

²¹⁵ Ibid., p. 123

Ecuación 51. Diámetro nominal D_o en relación al D_p para el paracaídas tipo Flat Extended Skirt 10%

$$D_o = \frac{D_p}{0,68}$$

Fuente: Recovery system design guide²¹⁶

$$D_o = \frac{0,25504 \text{ m}}{0,68}$$

$$D_o = 0,37506 \text{ m}$$

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo *flat extended 10 %* cónico se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,37506 \text{ m})^2$$

$$S_o = 0,11048 \text{ m}^2$$

$$S_v = 0,01 (0,11048 \text{ m}^2)$$

$$S_v = 0,0011048 \text{ m}^2$$

$$D_v = \sqrt{\frac{4 (0,0011048 \text{ m}^2)}{\pi}}$$

$$D_v = 0,03750 \text{ m}$$

$$R_v = 0,03750 \text{ m}/2$$

$$R_v = 0,01875 \text{ m}$$

Ecuación 52. Distancia superior del gajo (h_1)

$$h_1 = \left[\frac{S_o}{N \tan \left(\frac{180}{N} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²¹⁷

²¹⁶ Ibid., p. 123

²¹⁷ Ibid., p. 123

$$h_1 = \left[\frac{0,1104844 \text{ m}^2}{10 \tan \left(\frac{180^\circ}{10} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$h_1 = 0,18440 \text{ m}$$

$$h_1 - R_V = 0,18440 \text{ m} - R_V$$

$$h_1 - R_V = 0,18440 \text{ m} - 0,01875 \text{ m}$$

$$h_1 - R_V = 0,16564 \text{ m}$$

Se le dio un porcentaje del 20 % a (h_2) con respecto a (h_1) .²¹⁸

$$h_2 = 0,2 (0,18440 \text{ m})$$

$$h_2 = 0,03688 \text{ m}$$

Ecuación 53. Ángulo a_1

$$a_1 = a_2 = 90^\circ - \frac{180^\circ}{N}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²¹⁹

$$a_1 = a_2 = 90^\circ - \frac{180^\circ}{10}$$

$$a_1 = a_2 = 72^\circ$$

Ecuación 54. Distancia de la falda de la sección superior en el gajo

$$e_1 = 2 h_1 \tan(180^\circ/N)$$

Fuente: Recovery System Design Guide.²²⁰

$$e_1 = 2(0,18440 \text{ m}) \tan(180^\circ/10)$$

²¹⁸ Ibid., p. 123

²¹⁹ Ibid., p. 123

²²⁰ Ibid., p. 123

$$e_1 = 0,11983 \text{ m}$$

Se tomó el 80% de e_1 para hallar (e_s)

Ecuación 55. Distancia de la falda de la sección inferior en el gajo

$$e_s = 0,8 e_1$$

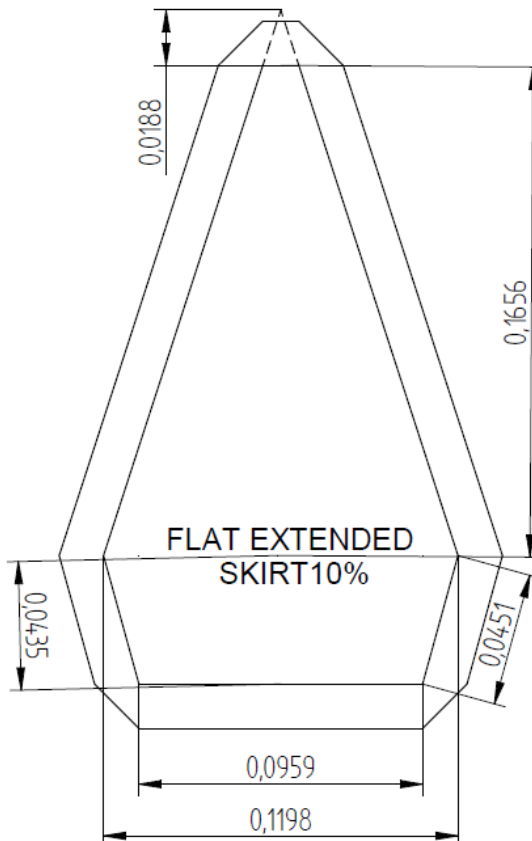
Fuente: Recovery System Design Guide²²¹

$$e_s = 0,8 (0,11983 \text{ m})$$

$$e_s = 0,09586 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo *full extended 10%* para su pertinente construcción (Imagen 116).

Imagen 116. Plano *Flat Extended Skirt 10%*, Cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

En la ficha técnica del paracaídas tipo *Flat Extended Skirt 10%*, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento (tabla 9)

Tabla 9. Ficha técnica del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 10%

Nombre	Full extended skirt 10%
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,78 - 0,87
Peso (gr)	11
Peso (N)	0,108
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,533
D_o - Diámetro nominal (m)	0,375
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_c - Diámetro de construcción (m)	0,323
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,038
S_p - Área proyectada (m ²)	0,051
S_o - Área nominal (m ²)	0,110
S_v - Área del orificio estabilizador (m ²)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: Autores del proyecto.

7.5. *FLAT EXTENDED SKIRT 14,3%*

El toldo se caracteriza por tener una superficie plana poligonal a la que se le añade una extensión que toma la forma de un tronco en cono invertido, el cual tiene el mismo ángulo de convergencia que las líneas de suspensión. La medida de la extensión equivale al 14,3 % del diámetro de construcción (imagen 117), esta configuración es efectiva y confiable para lanzamientos aéreos y aplicaciones de recuperación de aviones no tripulados. Para el cálculo de este paracaídas se realizaron los siguientes cálculos:

Ecuación 56. Diámetro nominal del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 14,3%

$$D_o = \frac{D_p}{0,68}$$

Fuente: Recovery system design guide²²²

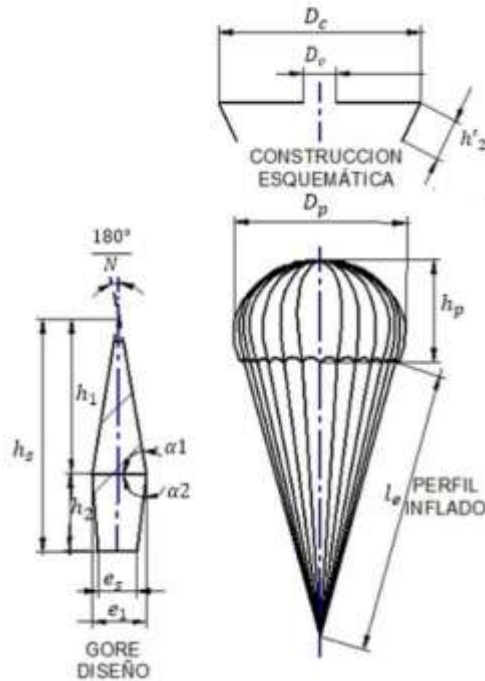
²²²

Ibid., p. 124

$$D_o = \frac{0,25504 \text{ m}}{0,68}$$

$$D_o = 0,37506 \text{ m}$$

Imagen 117. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo full extended 14,3%.



Fuente: Autores del proyecto.

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo *full extended* 14,3 % cónico se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,37506 \text{ m})^2$$

$$S_o = 0,110484 \text{ m}^2$$

$$S_v = 0,01 (0,110484 \text{ m}^2)$$

$$S_v = 0,00110484 \text{ m}^2$$

$$D_v = \sqrt{\frac{(0,0011048 \text{ m}^2) 4}{\pi}}$$

$$D_v = 0,03750 \text{ m}$$

$$R_V = 0,03750 \text{ m}/2$$

$$R_V = 0,01875 \text{ m}$$

Ecuación 57. Diámetro de construcción D_C

$$D_C = D_o(0,81)$$

Fuente: Recovery System Design Guide²²³

$$D_C = 0,37506 \text{ m} (0,81)$$

$$D_C = 0,30380 \text{ m}$$

Ecuación 58. Sección superior del gajo

$$h_1 = 0,5 D_C \cos\left(\frac{180^\circ}{N}\right)$$

Fuente: Recovery System Design Guide.

$$h_1 = 0,5 (0,30380) \cos\left(\frac{180^\circ}{10}\right)$$

$$h_1 = 0,14446$$

$$h_1 - R_V = 0,14446 \text{ m} - 0,01875 \text{ m}$$

$$h_1 - R_V = 12,571 \text{ m}$$

Ecuación 59. Distancia de la falda en el gajo (e_1)

$$e_1 = D_C \sin\left(\frac{180^\circ}{N}\right)$$

Fuente: Recovery system design guide²²⁴

$$e_1 = 0,30380 \sin\left(\frac{180^\circ}{10}\right)$$

$$e_1 = 0,09387$$

²²³ Ibid., p. 124

²²⁴ Ibid., p. 124

Ecuación 60. Distancia de la falda en el gajo

$$e_s = \frac{e_1 l_e}{l_e + 0,143 D_C}$$

Fuente: Recovery System Design Guide.²²⁵

$$e_s = \frac{(0,09387 \text{ m}) (0,37506 \text{ m})}{0,37506 \text{ m} + 0,143 (0,30380 \text{ m})}$$

$$e_s = 0,08413 \text{ m}$$

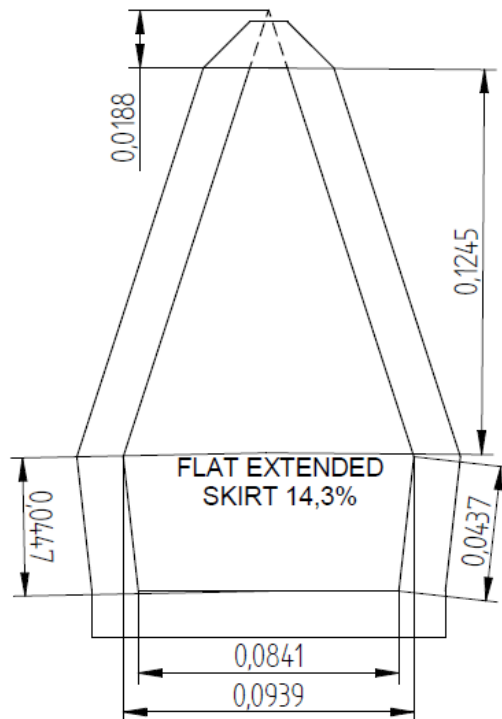
El ángulo a_1 es:

$$a_1 = 90^\circ - \frac{180^\circ}{10}$$

$$a_1 = 72^\circ$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo *Flat extended skirt* 14,3% para su pertinente construcción (Imagen 118).

Imagen 118. Plano full extended 14,3%, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto

Se realizó la ficha técnica del paracaídas tipo *full extended skirt* 14,3%, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento (tabla 10)

Tabla 10. Ficha técnica del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 14,3%

Nombre	Full extended skirt 14,3%
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,75 - 0,9
Peso (gr)	11
Peso (N)	0,108
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,523
D_o - Diámetro nominal (m)	0,375
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_c - Diámetro de construcción (m)	0,304
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,038
S_p - Área proyectada (m ²)	0,051
S_o - Área nominal (m ²)	0,110
S_v - Área del orificio estabilizador (m ²)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,070

Fuente: autores del proyecto.

7.6. GUIDE SURFACE RIBBED

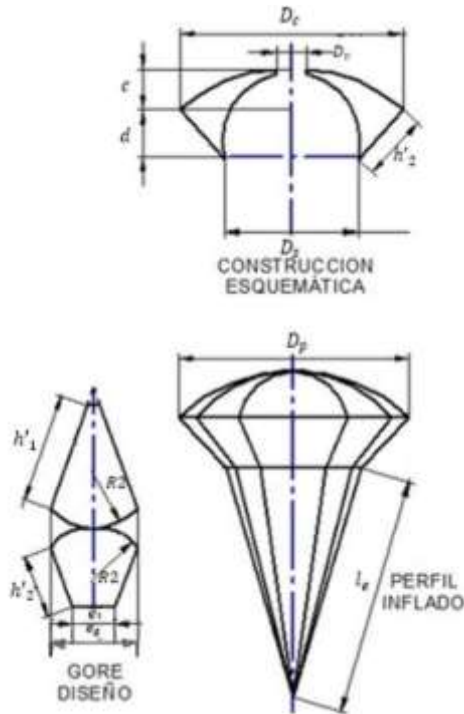
El toldo se construye con una corona o techo ligeramente redondeado y un frente como cónico invertido o "superficie de guía" que se extiende desde el borde superior hasta el dobladillo de la falda. Colocados entre los gajos las líneas de suspensión las cuales ayudan a mantener el perfil construido durante el funcionamiento. Este paracaídas se ha desarrollado específicamente como un dispositivo de estabilización para bombas, minas, torpedos y organismos similares. Su buena estabilidad viene desde el borde de separación de flujo de su mayor diámetro junto con la pendiente de la falda. En este tipo de paracaídas se utiliza tela de baja porosidad para promover la inflación rápida y para ayudar a mantener su forma superficial característica.²²⁶

Este paracaídas es muy fiable y muy estable. Sin embargo, tiene un bajo coeficiente de fricción y es difícil de fabricar.²²⁷

²²⁶ Ibid., p. 126

²²⁷ Ibid., p. 126

Imagen 119. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo *guide Surface Ribbed*



Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 61. Diámetro nominal del paracaídas tipo *guide Surface ribbed*

$$D_o = \frac{D_p}{0,62}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²²⁸

$$D_o = \frac{0,2550 \text{ m}}{0,62}$$

$$D_o = 0,41136 \text{ m}$$

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo *guide Surface ribbed* se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,41136 \text{ m})^2$$

$$S_o = 0,132903 \text{ m}^2$$

$$S_V = 0,01 (0,132903 \text{ m}^2)$$

$$S_V = 0,0013,290 \text{ m}^2$$

$$D_V = \sqrt{\frac{(13,290 \text{ m}^2) 4}{\pi}}$$

$$D_V = 0,04113 \text{ m}$$

$$R_V = 0,04113 \text{ m}/2$$

$$R_V = 0,02056 \text{ m}^2$$

Ecuación 62. Diámetro de construcción

$$D_C = D_o(0,95)$$

Fuente: Recovery System Design Guide.²²⁹

$$D_C = 0,41136 \text{ m} (0,81)$$

$$D_C = 0,26846 \text{ m}$$

Ecuación 63. Parte superior del gajo

$$h'_1 = 0,55 D_C$$

Fuente: Recovery System Design Guide.

$$h'_1 = 0,55 (0,26846 \text{ m})$$

$$h'_1 = 0,14765$$

$$h_1 - R_V = 0,14765 \text{ m} - 0,02056 \text{ m}$$

$$h_1 - R_V = 0,12708 \text{ m}$$

Ecuación 64. Parte inferior del gajo

$$h'_2 = 0,55 D_C$$

Fuente: Recovery System Design Guide²³⁰

$$h'_2 = 0,28 (0,26846 \text{ m})$$

$$h'_2 = 0,0751 \text{ m}$$

Ecuación 65. Distancia de la falda en el gajo

$$e_1 = 1,2 \pi D_C / N$$

Fuente: Recovery System Design Guide²³¹

$$e_1 = 1,2 \pi (0,26846 \text{ m}) / 10$$

$$e_1 = 0,10120$$

Ecuación 66. Distancia de la falda en el gajo (e_s)

$$e_s = 0,6 \pi D_C / N$$

Fuente: Recovery System Design Guide²³²

$$e_s = 0,6 \pi (0,26846 \text{ m}) / 10$$

$$e_s = 0,05060 \text{ m}$$

Ecuación 67. Radio de la circunferencia

$$R_2 = 2,5 D_C / N$$

Fuente: Recovery System Design Guide²³³

$$R_2 = 2,5 (0,026846 \text{ m}) / 10$$

²³⁰ Ibid., p. 126

²³¹ Ibid., p. 126

²³² Ibid., p. 126

²³³ Ibid., p. 126

$$R_2 = 0,06711 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo *guide Surface ribbed* para su pertinente construcción (Imagen 120).

Imagen 120. Plano *guide Surface ribbed*, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

En la tabla 11 se presenta la ficha técnica del paracaídas tipo *Guide Surface, Ribbed*, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento

Tabla 11. Ficha técnica del paracaídas tipo *Guide Surface, Ribbed*

Nombre	<i>Guide Surface, ribbed</i>
Aplicación general	Paracaídas estabilizador
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,28 - 0,42
Peso (gr)	11
Peso (N)	0,108
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,570
D_o - Diámetro nominal (m)	0,411
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255

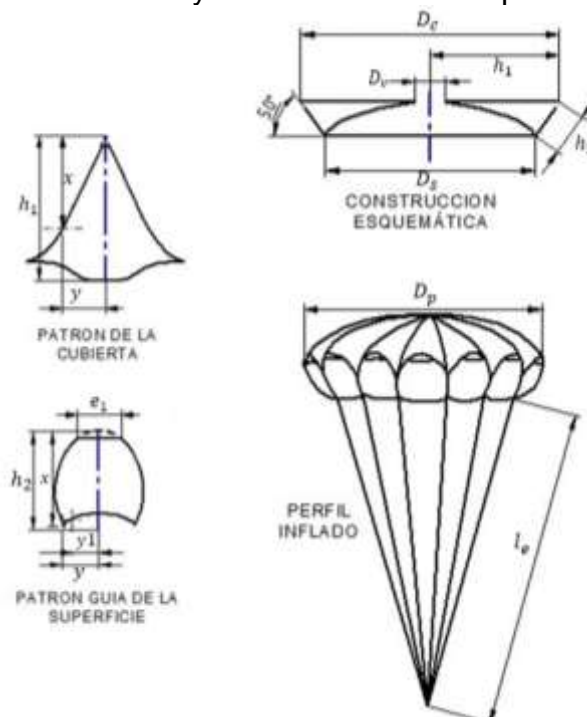
D_C - Diámetro de construcción (m)	0,259
D_V - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,041
S_P - Área proyectada (m^2)	0,051
S_O - Área nominal (m^2)	0,133
S_V - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: Autores del proyecto.

7.7. GUIDE SURFACE RIBLESS

La forma deseada de este paracaídas se obtiene mediante la modificación del esquema del gajo. El panel de la parte superior del gajo se ensancha para extenderse alrededor de la superficie guía hasta el borde de la falda, una abertura de hendidura en el borde exterior de cada panel de la superficie ayuda a promover la separación de flujo de este tipo de paracaídas. Las dimensiones de los paneles de la superficie del techo y guía dependen del diámetro y el número de gajos en el toldo. Una clave para el contorno del patrón de construcción de la cubierta y la superficie de guía se da en los datos a continuación del paracaídas *Guide Surface Ribbles* en la tabla 12 y tabla 13.²³⁴

Imagen 121. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo ribless.



Fuente: Autores del proyecto.

Se calculó una tabla que da la posición en el eje X y Y con el fin de obtener la forma del gajo (patrón de la cubierta) para este tipo de paracaídas, (tabla 2, unidades en milímetros)

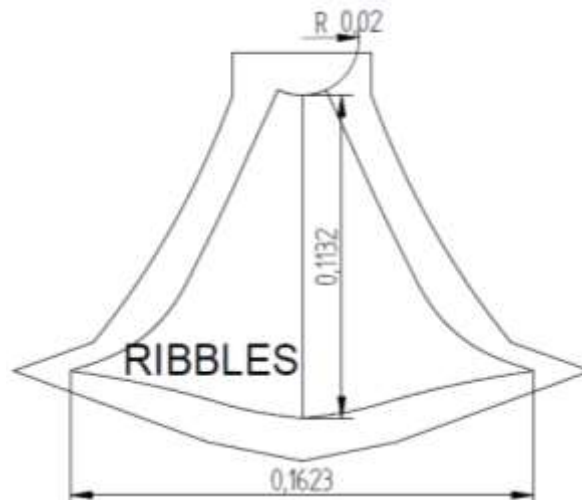
Tabla 12. Posiciones X y Y para el patrón de la cubierta

Patrón de la cubierta			
x/h1	y/x	x	y
0,1	0,465	13,33	6,20
0,15	0,464	19,99	9,27
0,2	0,461	26,65	12,29
0,3	0,462	39,98	18,47
0,4	0,459	53,30	24,46
0,5	0,463	66,63	30,85
0,6	0,469	79,95	37,50
0,7	0,481	93,28	44,87
0,8	0,545	106,60	58,10
0,875	0,696	116,59	81,15
0,9	0,512	119,93	61,40
0,95	0,261	126,59	33,04
0,975	0,1625	129,92	21,11
1	0	133,25	0,00

Fuente: Autores del proyecto.

De acuerdo a los resultados obtenidos con la tabla 12 se dibujó el plano del paracaídas tipo *guide Surface ribless* para el patrón de la cubierta y su pertinente construcción (Imagen 105).

Imagen 122. Patrón de la cubierta, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

Se calculó una tabla que brinda la posición en el eje X y Y con el fin de obtener la forma del gajo (*guide Surface pattern*) para este tipo de paracaídas, (tabla 13, unidades en milímetros)

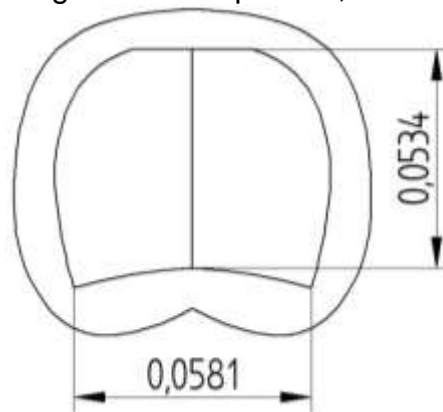
Tabla 13. Posiciones X y Y para el patrón guía de la superficie.

Patrón guía de la superficie			
x/h2	y/x	x	Y
0,05	4,83	3,06	14,80
0,1	3,52	6,13	21,58
0,15	2,76	9,19	25,38
0,2	2,285	12,26	28,01
0,3	1,69	18,39	31,08
0,4	1,335	24,52	32,73
0,5	1,1	30,65	33,71
0,6	0,919	36,78	33,80
0,7	0,769	42,91	33,00
0,8	0,655	49,04	32,12
0,9	0,558	55,17	30,78
0,922	0,54	56,51	30,52
0,95	0,515	58,23	29,99
1	0,474	61,30	29,05
0,95	0,261	58,23	15,20

Fuente: Autores del proyecto.

De acuerdo a los resultados obtenidos con la tabla 13 se dibujó el plano del paracaídas tipo *Guide Surface Ribless* para el patrón guía de la superficie y su pertinente construcción (Imagen 123).

Imagen 123. Patrón guía de la superficie, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

La ficha técnica del paracaídas tipo *guide Surface Ribless*, se observan sus diferentes características de dimensionamiento (tabla 14)

Tabla 14. Ficha técnica del paracaídas tipo guide Surface Ribless

Nombre	Guide surface, ribless
Aplicación general	Paracaídas piloto
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,3 - 0,34
Peso (gr)	10
Peso (N)	0,098
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,575
D_O - Diámetro nominal (m)	0,405
D_P - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_C - Diámetro de construcción (m)	0,267
D_V - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,042
S_P - Área proyectada (m^2)	0,051
S_O - Área nominal (m^2)	0,129
S_V - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: Autores del proyecto.

7.8. CROSS

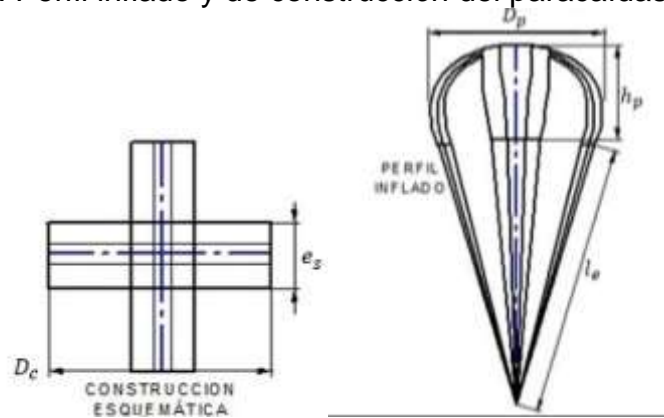
Este paracaídas es un desarrollo francés, salió de la búsqueda de un mayor uso de desaceleración en aplicaciones que requieren una buena estabilidad con bajo costo y diseño simple. Formado por dos rectángulos de tela sobrepuestos, cruzados y unidos entre sí en el cuadro de intersección.²³⁵ Este tipo consta de una superficie plana con cuatros brazos iguales.

Este tipo de paracaídas tiene una tendencia a girar. Es muy popular como paracaídas de desaceleración de vehículos de tierra, también se emplean en la estabilización y desaceleración de las armas navales y la baja tasa de descenso en experimentos sonda de gran altitud.²³⁶ (Imagen 124).

²³⁵ Ibid., p. 130

²³⁶ Ibid., p. 130

Imagen 124. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo cruz



Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 68. Área nominal para el paracaídas tipo Cross

$$S_o = (2 D_c e_s) - e_s^2$$

Fuente: Recovery System Design Guide²³⁷

Ecuación 69. Diámetro nominal del paracaídas tipo Cross

$$D_o = \frac{D_p}{0,69}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²³⁸

$$D_o = \frac{0,2550 \text{ m}}{0,69}$$

$$D_o = 0,36962 \text{ m}$$

Ecuación 70. Diámetro de construcción

$$D_c = D_o(1,17)$$

Fuente: Recovery System Design Guide²³⁹

$$D_c = 0,36962 (1,17)$$

²³⁷ Ibid., p. 130

²³⁸ Ibid., p. 130

²³⁹ Ibid., p. 130

$$D_C = 0,43246 \text{ m}$$

Ecuación 71. Distancia de la falda en el gajo (e_s)

$$e_s = 0,298 D_C$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁴⁰

$$e_s = 0,298 (0,43246 \text{ m})$$

$$e_s = 0,12887 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo *cross* para su pertinente construcción (Imagen 125).

Imagen 125. Plano del paracaídas tipo *Cross*, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto

Se realizó la ficha técnica del paracaídas tipo *Cross*, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento

Tabla 15. Ficha técnica del paracaídas *Cross*

Nombre	Cross
Aplicación general	Descenso y desaceleración
Régimen de operación	Subsónico y supersónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,6 - 0,78
Peso (gr)	8
Peso (N)	0,078
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,520

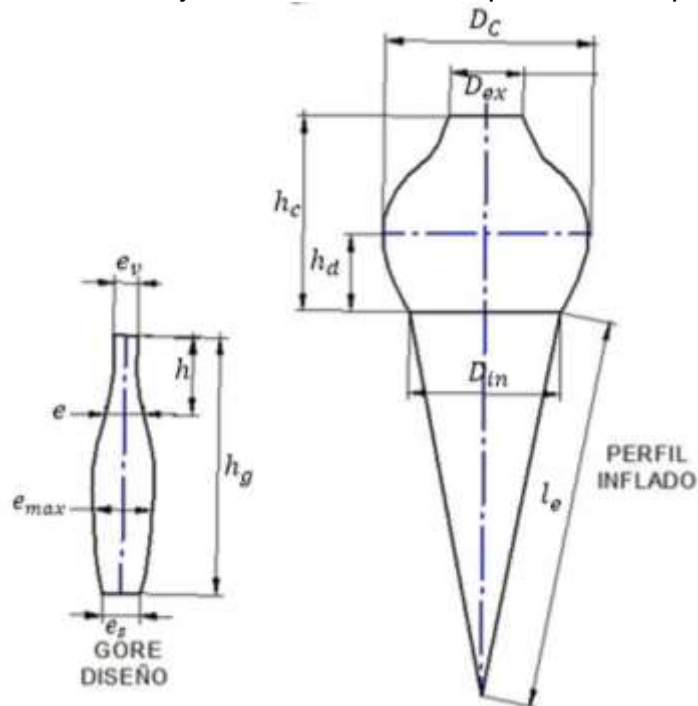
D_O - Diámetro nominal (m)	0,370
D_P - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_C - Diámetro de construcción (m)	0,432
D_V - Diámetro del orificio estabilizador (m)	N/A
S_P - Área proyectada (m^2)	0,051
S_O - Área nominal (m^2)	0,095
S_V - Área del orificio estabilizador (m^2)	N/A
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: Autores del proyecto.

7.9. SUPERSÓNICO X

El toldo de este tipo de paracaídas es construido como una superficie continua de revolución produciendo un arrastre minino, (imagen 126) cuando se opera simula una entrada convergente y divergente para funcionamiento dentro de un campo de flujo supersónico, este modelo se ha probado en un rango de 1,75 a 8 numero mach, es caracterizado por un buen inflado, una excelente estabilidad de oscilación, arrastre promedio, buena estabilidad de ondas de choque.

Imagen 126. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo supersónico x



Fuente: Autores del proyecto.

Para este paracaídas se tomó un diámetro de construcción de 0,28 m, como referencia de los otros tipos de paracaídas

$$D_C = 0,28 \text{ m}$$

Ecuación 72. Diámetro exterior.

$$D_{ex} = 0,3 D_C$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁴¹

$$D_{ex} = 0,3 (0,28 \text{ m})$$

$$D_{ex} = 0,084 \text{ m}$$

Ecuación 73. Diámetro inicial por el cual ingresa el flujo de aire

$$D_{in} = 0,8 D_C$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁴²

$$D_{in} = 0,8 (0,28 \text{ m})$$

$$D_{in} = 0,224$$

Ecuación 74. (h_g) Para supersonic x

$$h_g = 0,958 D_C$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁴³

$$h_g = 0,953 (0,28 \text{ m})$$

$$h_g = 0,26706 \text{ m}$$

Ecuación 75. Ancho máximo que tiene el gajo e_{max}

$$e_{max} = \pi D_C / N$$

Fuente: Recovery System Design Guide. ²⁴⁴

²⁴¹ Ibid., p. 131

²⁴² Ibid., p. 131

²⁴³ Ibid., p. 131

²⁴⁴ Ibid., p. 131

$$e_{max} = \pi (0,28 \text{ m})/10$$

$$e_{max} = 0,08796 \text{ m}$$

Ecuación 76. Distancia desde la parte inferior del toldo hasta la parte superior del toldo cuando este se encuentra inflado. h_c

$$h_c = 0,775 D_c$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁴⁵

$$h_c = 0,775 (0,28 \text{ m})$$

$$h_c = 0,217 \text{ m}$$

Ecuación 77. Distancia desde el centro del toldo hasta la parte inferior del toldo cuando este esta inflado h_d

$$h_d = 0,337 D_c$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁴⁶

$$h_d = 0,337 (0,28 \text{ m})$$

$$h_d = 0,0945 \text{ m}$$

Se calculó la tabla 16 que da la posición en las coordenadas e y h para la geometría del gajo del paracaídas tipo supersónico con relación al h_g y el e_{max} .

Tabla 16. Posición en las coordenadas e y h para la geometría del gajo del paracaídas tipo supersónico, dimensiones en milímetros.

Coordenadas Del Gore			
h/h_g	H	e/e_{max}	E
0	0,00	0,23	20,24
0,056	14,96	0,317	27,90
0,109	29,11	0,367	32,30
0,214	57,15	0,527	46,38

²⁴⁵ Ibid., p. 131

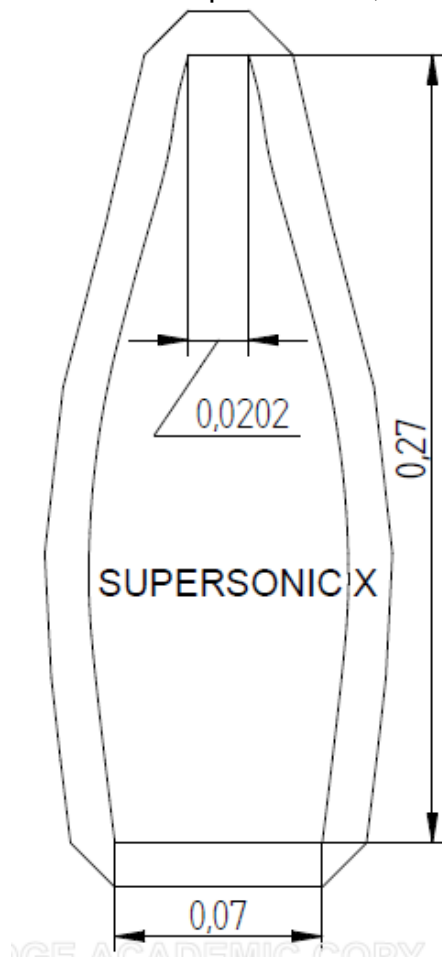
²⁴⁶ Ibid., p. 131

0,319	85,19	0,703	61,86
0,423	112,97	0,856	75,33
0,528	141,01	0,955	84,04
0,633	169,05	0,997	87,74
0,685	182,94	0,997	87,74
0,79	210,98	0,947	83,34
0,895	239,02	0,875	77,00
1	267,06	0,798	70,22

Fuente: Autores del proyecto.

Con los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo supersónico x para su pertinente construcción (Imagen 127).

Imagen 127. Plano supersónico x, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto

Se realizó la ficha técnica del paracaídas tipo supersónico-x, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento

Tabla 17. Ficha técnica del paracaídas tipo supersónico-x

Nombre	Supersónico –x
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico y supersónico
Rango del coeficiente de arrastre	N/A
Peso (gr)	12
Peso (N)	0,118
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,525
D_o - Diámetro nominal (m)	N/A
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_c - Diámetro de construcción (m)	0,280
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,084
S_p - Área proyectada (m^2)	0,051
S_o - Área nominal (m^2)	N/A
S_v - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,006
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: Autores del proyecto.

7.10. RINGSAIL

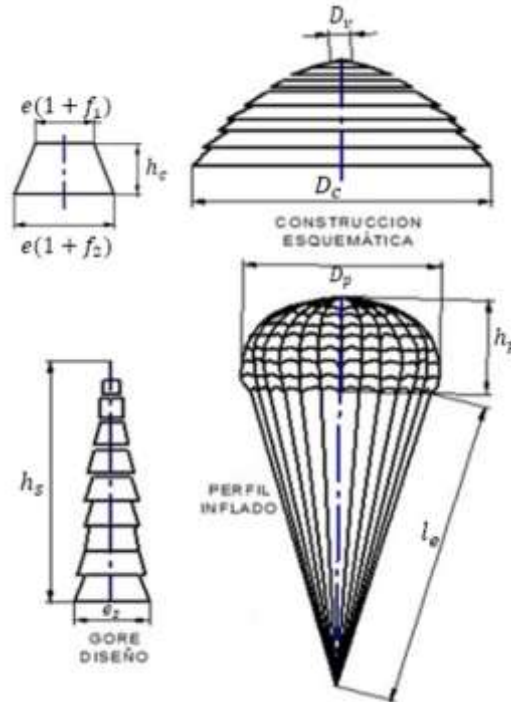
Este diseño del paracaídas es complejo y desarrolla una forma única de la combinación de un perfil de base curvada y plana en el borde delantero de los anillos anulares de tela.²⁴⁷ El perfil construido es un arco de círculo, tangente a un cono en el agujero de estabilidad el cual brinda una forma única inicio su implementación en la misión principal *Mercury*²⁴⁸, este paracaídas se basa en un perfil de un cuarto de esfera. El toldo del paracaídas *ringsail* se construye de tiras de tela anchas concéntricas, separados entre sí en la parte superior con ranuras como el paracaídas *ringslot*, donde estas son adyacentes sobre el resto de las cintas en el toldo. La obtención de porosidad geométrica a través de ranuras de forma de media luna son resultantes de la dimensión de la tela entre radiales ya que para el borde de ataque de cada anillo es de una dimensión mayor (ecuación 81) que el borde de salida del anillo y una dimensión inferior (ecuación 82)²⁴⁹ como se muestra en la imagen 128.

²⁴⁷ Ibid., p. 136

²⁴⁸ Ibid., p. 136

²⁴⁹ Ibid., p. 136

Imagen 128. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo *Ringsail*



Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 78. Diámetro nominal del paracaídas tipo ringsail.

$$D_o = \frac{D_p}{0,69}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵⁰

$$D_o = \frac{D_p}{0,69}$$

$$D_o = 0,36962 \text{ m}$$

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo *Ringsail* se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,36962 \text{ m})^2$$

$$S_o = 0,1073051 \text{ m}^2$$

$$S_V = 0,01 (0,1073051 \text{ m}^2)$$

$$S_V = 0,0010730 \text{ m}^2$$

$$D_V = \sqrt{\frac{4 (0,0010730 \text{ m}^2)}{\pi}}$$

$$D_V = 0,03696 \text{ m}$$

$$R_V = 0,03696 \text{ m}/2$$

$$R_V = 0,01848 \text{ m}$$

Ecuación 79. Distancia central desde la borde superior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda

$$h_S = 0,519 D_O$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵¹

$$h_S = 0,519 (0,36962 \text{ m})$$

$$h_S = 0,19183 \text{ m}$$

Ecuación 80. Distancia de la falda en el gajo (e_S)

$$e_S = 6,44 \left(\frac{h_S}{N} \right) \text{ sen } 54^\circ$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵²

$$e_S = 6,44 \left(\frac{0,19183 \text{ m}}{10} \right) \text{ sen } 54^\circ$$

$$e_S = 0,09994 \text{ m}$$

²⁵¹ Ibid., 136

²⁵² Ibid., 136

Para la construcción detallada de cada sección del gajo o distribución del *Ringsail* de este tipo de paracaídas Se tienen en cuenta las siguientes ecuaciones que corresponde a la imagen 128.

Para el cálculo de F_1 y F_2 fue necesario realizar la tabla 16.

Ecuación 81. F_1

$$F_1 = e(1 + F_1)$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵³

Ecuación 82. F_2

$$F_2 = e(1 + F_2)$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵⁴

Tabla 18.distribucion de coordenadas para la construcción del paracaídas *Ringsail*, unidades milímetros.

longitud h_s	e/2	E	posición	F_1	F_2
0	0	0	0	0	0
4,858	1,223	2,446	-0,100	2,568	2,568
9,716	2,493	4,986	-0,200	5,185	5,185
14,574	3,763	7,526	-0,300	7,752	7,752
19,431	5,033	10,066	-0,400	10,267	10,267
21,860	4,472	8,944	-0,450	9,123	9,123
24,289	6,304	12,608	-0,500	12,734	13,617
29,147	7,574	15,148	-0,600	15,148	16,360
34,005	8,844	17,688	-0,700	17,688	19,103
38,863	10,114	20,228	-0,800	20,228	21,846
43,721	11,384	22,768	-0,900	22,768	24,589
48,579	12,655	25,309	-1,000	25,309	27,334

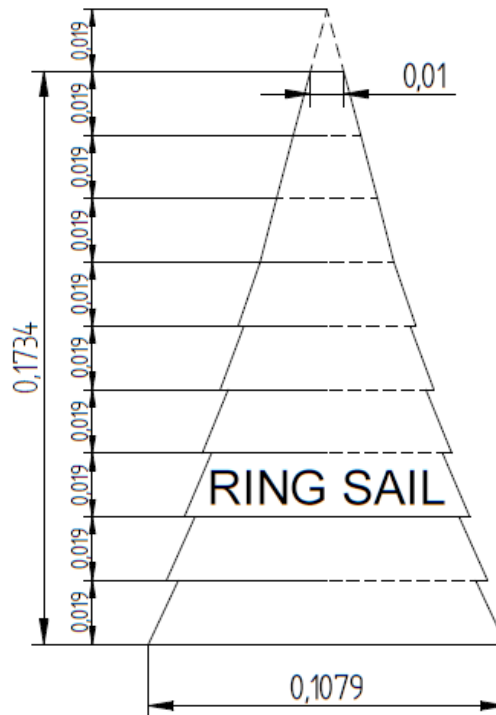
Fuente: Autores del proyecto.

²⁵³ Ibid., 136

²⁵⁴ Ibid., 136

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo *Ringsail* para su pertinente construcción (Imagen 129).

Imagen 129. Plano *Ringsail*, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

Se realizó la ficha técnica del paracaídas tipo *Ringsail*, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento

Tabla 19. Ficha técnica del paracaídas tipo *Ringsail*

Nombre	<i>Ringsail</i>
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico y supersónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,75 -0,9
Peso (gr)	18
Peso (N)	0,176
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,560
D_o - Diámetro nominal (m)	0,370
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_c - Diámetro de construcción (m)	0,429
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,037

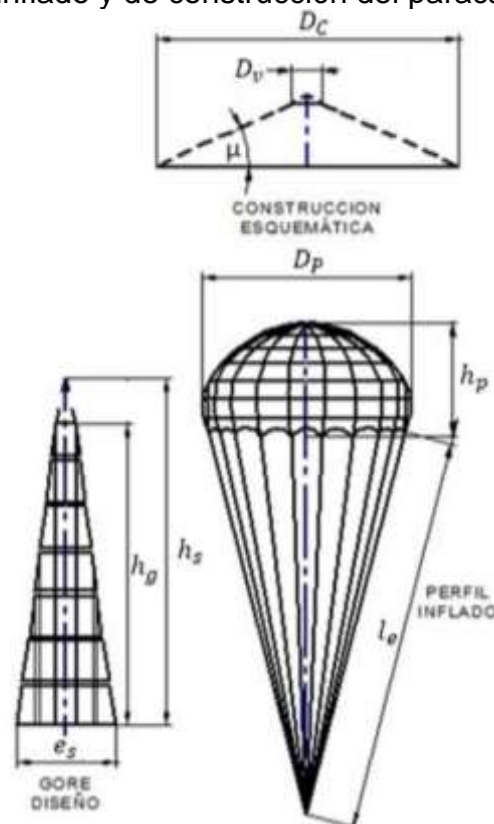
S_p - Área proyectada (m^2)	0,051
S_o - Área nominal (m^2)	0,107
S_v - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: Autores del proyecto.

7.11. RINGSLOT

El toldo de este paracaídas se construye de una amplia concentración de tiras de tela con ranuras en forma de V. (Imagen 130) este tipo de paracaídas se está utilizando para la desaceleración de aterrizaje de aviones, paracaídas principales, además estos paracaídas son de baja estabilidad.

Imagen 130 perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo Ringslot



Fuente: Autores del proyecto.

El ángulo (β) es:

$$\beta = 2 \operatorname{sen}^{-1} \left[\left(\operatorname{sen} \frac{180^\circ}{10} \right) \cos 25^\circ \right]$$

$$\beta = 32,528^\circ$$

Ecuación 83. Diámetro nominal del paracaídas tipo Ringslot

$$D_o = \frac{D_p}{0,7}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵⁵

$$D_o = 0,36434 \text{ m}$$

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo *Ringslot* se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,36434 \text{ m})^2$$

$$S_o = 0,1042612 \text{ m}^2$$

$$S_v = 0,01 (0,1042612 \text{ m}^2)$$

$$S_v = 0,0010426 \text{ m}^2$$

$$D_v = \sqrt{\frac{4 (0,0010426 \text{ m}^2)}{\pi}}$$

$$D_v = 0,03643 \text{ m}$$

$$R_v = 0,03643 \text{ m}/2$$

$$R_v = 0,01821 \text{ m}^2$$

La distancia central desde la borde superior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda (h_s) es:

$$h_s = \left[\frac{1042,612}{10 \tan \left(\frac{0,32528}{2} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$h_s = 0,18904 \text{ m}$$

La distancia central desde la borde inferior dela agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda es:

$$h_g = 0,18904 \text{ m} - 0,01821 \text{ m}$$

$$h_g = 0,17082 \text{ m}$$

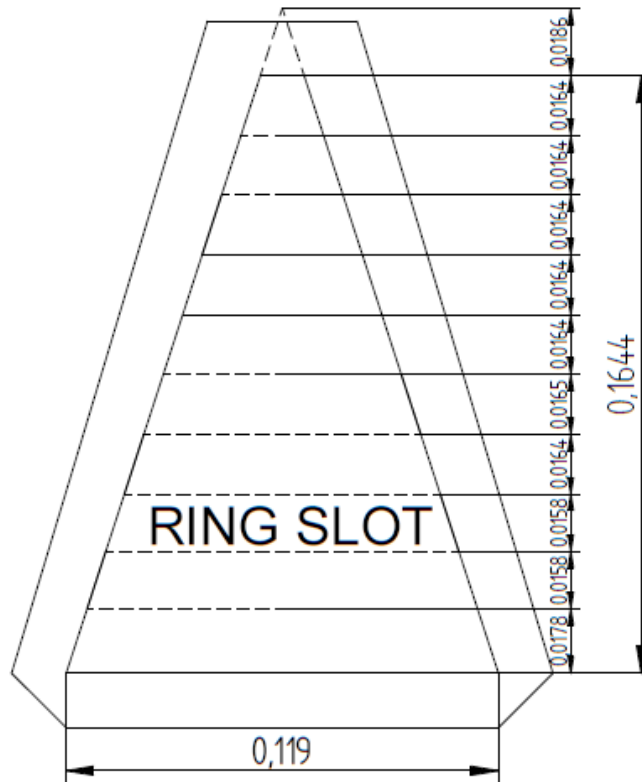
Se calculó la distancia de la falda en el gajo (e_s).

$$e_s = 2(0,18904 \text{ m}) \tan\left(\frac{0,32528 \text{ m}}{2}\right)$$

$$e_s = 0,11030 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo *Ringslot* para su pertinente construcción (Imagen 131).

Imagen 131. Plano *Ringslot*, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

Se realizó la ficha técnica del paracaídas *Ringslot*, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento

Tabla 20. Ficha técnica del paracaídas tipo *Ringslot*.

Nombre	<i>Ringslot</i>
Aplicación general	Extracción y desaceleración
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,56 - 0,65
Peso (gr)	14
Peso (N)	0,137
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,540
D_o - Diámetro nominal (m)	0,364
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_c - Diámetro de construcción (m)	0,364
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,036
S_p - Área proyectada (m ²)	0,051
S_o - Área nominal (m ²)	0,104
S_o - Área del orificio estabilizador (m ²)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,06

Fuente: Autores del proyecto.

7.12. *DISK GAD BAND*

Este tipo de paracaídas es un toldo compuesto de una parte sólida como un disco plano y otra parte como una banda o falda cilíndrica separados verticalmente por un espacio abierto. (Imagen 132) El gajo está compuesto de la parte superior, la parte central y la inferior cada una con un determinado porcentaje, este tipo de paracaídas fue utilizado en la sonda *Viking*.

Ecuación 84. Diámetro nominal del paracaídas tipo *disk gad band*

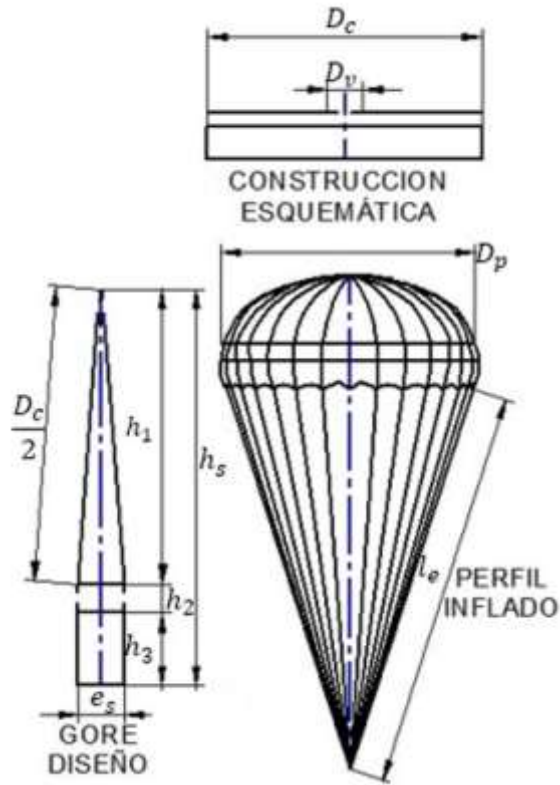
$$D_o = \frac{D_p}{0,65}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵⁶

$$D_o = \frac{0,2550 \text{ m}}{0,65}$$

$$D_o = 0,39237$$

Imagen 132 perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo *disk gad band*



Fuente: Autores del proyecto.

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo *disk gad band* se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,39237 \text{ m})^2$$

$$S_o = 0,1209183 \text{ m}^2$$

$$S_v = 0,01 (0,1209,183 \text{ cm}^2)$$

$$S_v = 0,001209183 \text{ cm}^2$$

$$D_v = \sqrt{\frac{4 (0,0012,091 \text{ m}^2)}{\pi}}$$

$$D_v = (0,03923 \text{ m})$$

$$R_v = 0,03923 \text{ m}/2$$

$$R_v = 0,01961 \text{ m}$$

Ecuación 85. Distancia del gajo, h_1

$$h_1 = \left[\frac{S_o}{1,887 N \tan \left(\frac{180^\circ}{N} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵⁷

$$h_1 = \left[\frac{0,1209183 \text{ m}}{1,887 10 \tan \left(\frac{180^\circ}{10} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$h_1 = 0,14043 \text{ m}$$

Ecuación 86. Distancia de la sección vacía entre el gajo y la falda h_2

$$h_2 = 0,113 h_1$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵⁸

$$h_2 = 0,113 (0,14043 \text{ m})$$

$$h_2 = 0,01586 \text{ m}$$

Ecuación 87. Distancia del ancho de la falda

$$h_3 = 0,33 h_1$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁵⁹

$$h_3 = 0,33 (0,14043 \text{ m})$$

$$h_3 = 0,04634 \text{ m}$$

La distancia de la falda en el gajo (e_s) es:

²⁵⁷ Ibid., p. 137

²⁵⁸ Ibid., p. 137

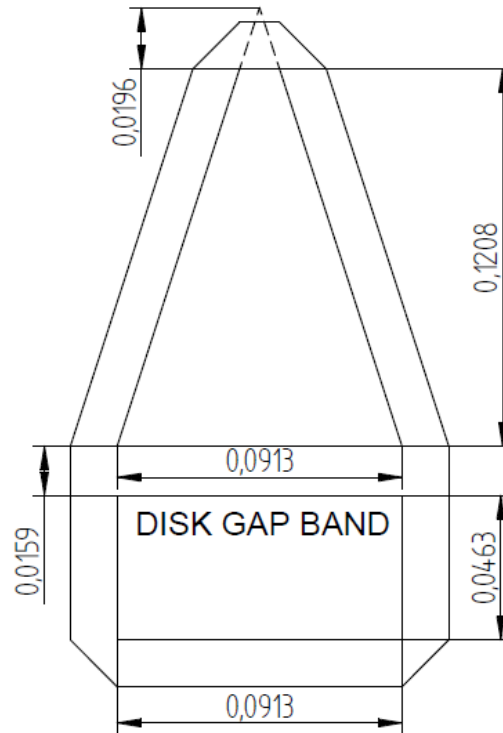
²⁵⁹ Ibid., p. 137

$$e_s = 2 (0,14043) \tan \left(\frac{180^\circ}{10} \right)$$

$$e_s = 0,0913$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo *disg gad band* para su pertinente construcción (Imagen 133).

Imagen 133. Plano Disk Gad Band, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

A continuación se muestra la ficha técnica del paracaídas tipo *disk gap band*, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento (tabla 21)

Tabla 21. Ficha técnica del paracaídas tipo disk gap band.

Nombre	<i>Disk - gap - band</i>
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico y supersónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,52 - 0,58
Peso (gr)	12
Peso (N)	0,118

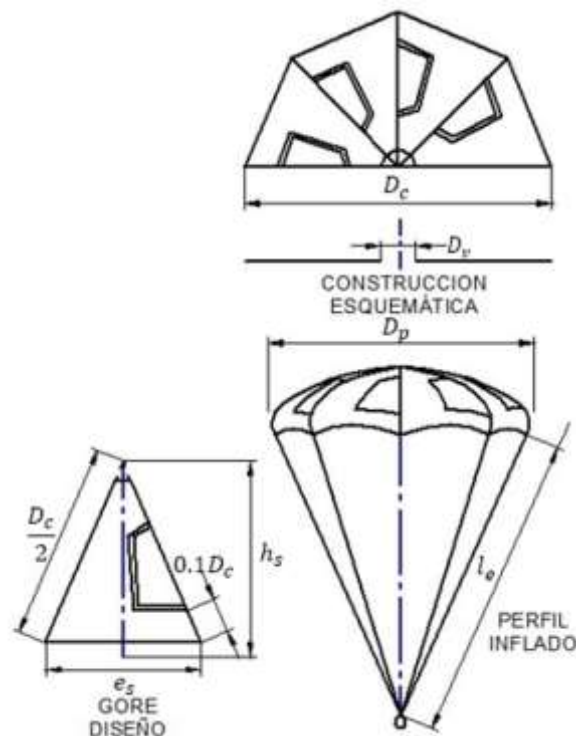
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,560
D_O - Diámetro nominal (m)	0,392
D_P - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_C - Diámetro de construcción (m)	0,286
D_V - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,039
S_P - Área proyectada (m ²)	0,051
S_O - Área nominal (m ²)	0,121
S_V - Área del orificio estabilizador (m ²)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,060

Fuente: autores del proyecto.

7.13. ROTAFoil

El toldo se construye como un polígono plano compuesto por gajos que tienen una ranura abierta en un lado, (Imagen 134) lo que hace que sea rotativo cuando este se encuentra en funcionamiento. Este paracaídas es relativamente de bajo volumen y peso.²⁶⁰

Imagen 134. Perfil inflado y de construcción del paracaídas tipo *Rotafoil*.



Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 88. Diámetro nominal del paracaídas tipo *Rotafoil*

$$D_o = \frac{D_p}{0,9}$$

Fuente: Recovery system design guide²⁶¹

$$D_o = \frac{25,504}{0,9}$$

$$D_o = 28,338$$

Las ecuaciones de la 41 a la 45 para el paracaídas tipo *Rotafoil* se desarrollan a continuación:

$$S_o = \frac{\pi}{4} (0,28338 \text{ m})^2$$

$$S_o = 0,06307 \text{ m}^2$$

$$S_v = 0,01 (0,06307 \text{ m}^2)$$

$$S_v = 0,0006307 \text{ m}^2$$

$$D_v = \sqrt{\frac{(0,0006307 \text{ m}^2) 4}{\pi}}$$

$$D_v = 0,02833 \text{ m}$$

$$R_v = 0,02833 \text{ m}/2$$

$$R_v = 0,01416 \text{ m}$$

Ecuación 89. Diámetro de construcción para el paracaídas tipo *Rotafoil*

$$D_c = D_o(1,05)$$

Fuente: Recovery System Design Guide²⁶²

²⁶¹ Ibid., p. 138

$$D_C = 0,28338 \text{ m (1,05)}$$

$$D_C = 0,29755 \text{ m}$$

La distancia central desde la borde superior del agujero de estabilidad hasta el borde inferior de la falda (h_s) es:

$$h_s = \left[\frac{0,0630716 \text{ m}^2}{10 \tan \left(\frac{180^\circ}{10} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$h_s = 0,13932 \text{ m}$$

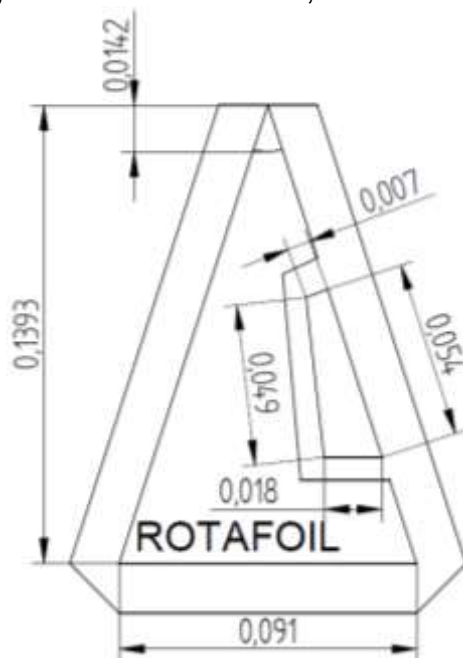
La distancia de la falda en el gajo (e_s) es:

$$e_s = 2 (0,13932 \text{ m}) \tan \left(\frac{180^\circ}{10} \right)$$

$$e_s = 0,09053 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas *Rotafoil* band para su pertinente construcción (Imagen 135).

Imagen 135. Plano *rotafoil*, cotas en metros.



Fuente: Autores del proyecto.

Se realizó la ficha técnica del paracaídas tipo *rotafoil*, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento

Tabla 22. Ficha técnica del paracaídas tipo *Rotafoil*.

Nombre	<i>Rotafoil</i>
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,85 - 0,99
Peso (gr)	8
Peso (N)	0,078
l_e - Longitud cuerdas (m)	0,395
D_o - Diámetro nominal (m)	0,283
D_p - Diámetro proyectado (m)	0,255
D_c - Diámetro de construcción (m)	0,425
D_v - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,028
S_p - Área proyectada (m^2)	0,051
S_o - Área nominal (m^2)	0,063
D_o - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,001
Espesor de la tela (mm)	0,070

Fuente: Autores del proyecto.

8. GRAFICAS Y PRUEBAS EN EL TÚNEL DE VIENTO AERODINÁMICO DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES.

La toma de datos en el túnel de viento de la fundación universitaria los libertadores se realizaron con un dinamómetro adquirido y modificado imagen 136 que inicialmente se diseñó con el software *SOLID EDGE* y para medir la fuerza de arrastre de los paracaídas a realizados por los autores del proyecto.

Imagen 136. Dinamómetro modificado por autores.



Fuente: Autores del proyecto.

En la toma de datos experimentales fueron implementados diferentes sistemas de medición de las condiciones atmosféricas y del túnel de viento como: temperatura, presión atmosférica, y velocidad del túnel de viento que Se observó el comportamiento de los paracaídas al someterse al flujo de aire generado por el túnel de viento a la altura promedio de Bogotá a 2656 metros de altura, en el análisis se realizaron las correspondientes correcciones de los 4320 datos medidos experimentalmente obteniendo un error en la calibración del dinamómetro de $\pm 0,001$ Kg o $0,0098$ N, en la imagen 137 se muestra el montaje en el túnel de viento para la toma de datos de los diferentes paracaídas. Para un análisis confiable de los datos se realizó estadísticamente la corrección de los datos con el método Tstudent²⁶³ adicionalmente se realizó la corrección del efecto de pared y bloqueo del túnel aerodinámico²⁶⁴, para la toma de datos se realizó la toma de velocidades, flujo, y presión dinámica con el instrumento de medición imagen 138 Extech HD

²⁶³ WALPOLE Ronald, MYERS Raymond y MYERS Sharon. Probabilidad y Estadística Para Ingenieros. Sexta Edición. PRENTICE-HALL Hispanoamericana S.A. México. 1999. 752 p.

²⁶⁴ MACHA J. Op., Cit., p. 10

350²⁶⁵, anemómetro con tubo pitot y manómetro para presión diferencial adquirido por el semillero de investigación Aerodes&I Cohetería; El instrumento posee un rango de error de $\pm 0,3\%$ ²⁶⁶ para el manómetro diferencial de presiones, la toma de velocidades un rango error de $\pm 1\%$ ²⁶⁷ y la toma de temperatura tiene un rango de error de $\pm 1,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ ²⁶⁸.

Imagen 137. Montaje del dinamómetro en el túnel de viento de la full.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 138. Tubo pitot y anemómetro diferencial de presiones



Fuente: Extech Instruments Corp. [En Línea]²⁶⁹

²⁶⁵ EXTECH, Instruments. Guía del Usuario. HD350-EU-SP V3.1. 13 p; <http://www.extech.com/instruments/resources/manuals/HD350_UMsp.pdf>

²⁶⁶ Ibid., p. 14

²⁶⁷ Ibid., p. 14

²⁶⁸ Ibid., p. 14

²⁶⁹ EXTECH, Instruments, Corp, Nashua, NH 03063 EE.UU. <<http://www.extech.com/instruments/product.asp?catid=15&prodid=600>>

Los datos obtenidos para la velocidad y presión dinámica medida en el túnel de viento, sin cuerpo en la sección de pruebas medidas en función de las revoluciones por minuto de la planta motriz del túnel de viento, se pueden observar en la tabla 23. En la gráfica 1 se puede observar el aumento de velocidad en la sección de pruebas del sistema a medida que aumentan las revoluciones de la planta motriz del túnel de viento.

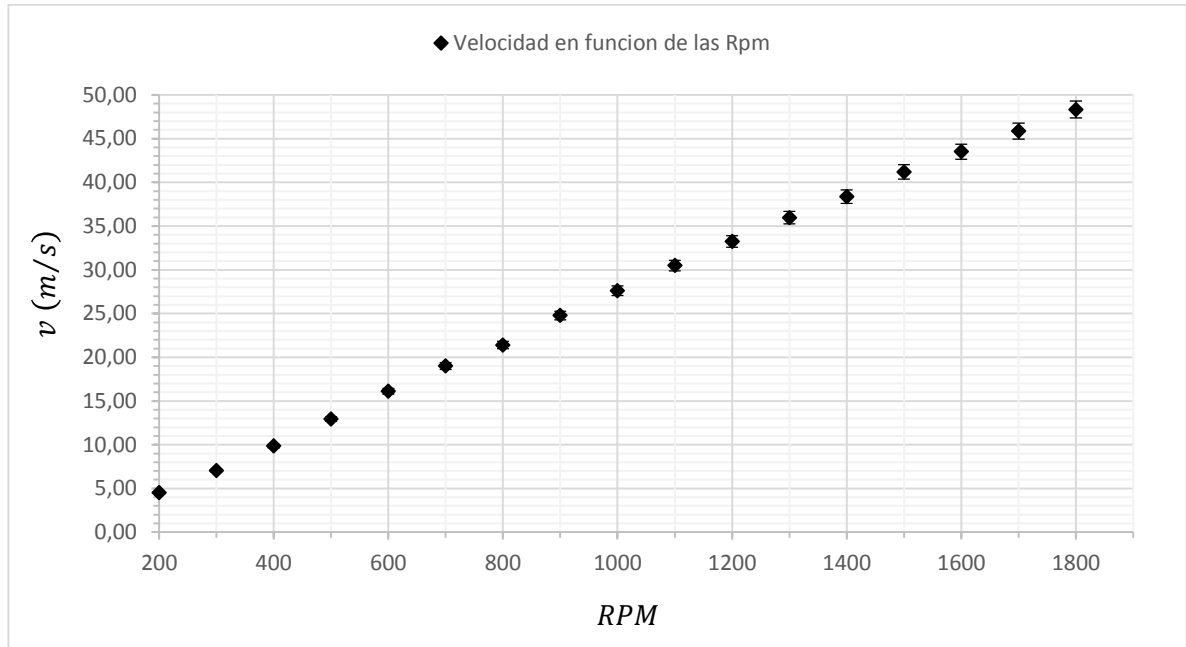
Tabla 23 velocidad presión dinámica en función de las revoluciones por minuto de la planta motriz del túnel de viento de la F.U.L.L.

RPM	Velocidad ($\frac{m}{s}$)	Presión dinámica (Pa)
200	4,51	9
300	7,05	22
400	9,85	43
500	12,92	74
600	16,11	115
700	19,00	160
800	21,40	203
900	24,77	272
1000	27,62	338
1100	30,49	412
1200	33,25	490
1300	35,96	573
1400	38,36	652
1500	41,19	752
1600	43,51	839
1700	45,86	932
1800	48,33	1035

Fuente: Autores del proyecto.

En la gráfica 2 se puede observar el aumento de la presión dinámica en la sección de pruebas del sistema a medida que aumentan las revoluciones de la planta motriz del túnel de viento. Con la fuerza de arrastre obtenida mediante el experimento con el dinamómetro se realiza el despeje de la ecuación del arrastre para hallar el coeficiente de arrastre nominal C_{D_o} (ecuación 90) y el coeficiente de arrastre proyectado C_{D_p} (ecuación 91)

Grafica 1. Velocidad VS RPM



Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 90. Coeficiente de arrastre nominal

$$C_{D_o} = \frac{D}{S_o v^2 \rho}$$

Fuente: Parachute Recovery System Design Manual.²⁷⁰

Ecuación 91. Coeficiente de arrastre proyectado

$$C_{D_P} = \frac{D}{S_P v^2 \rho}$$

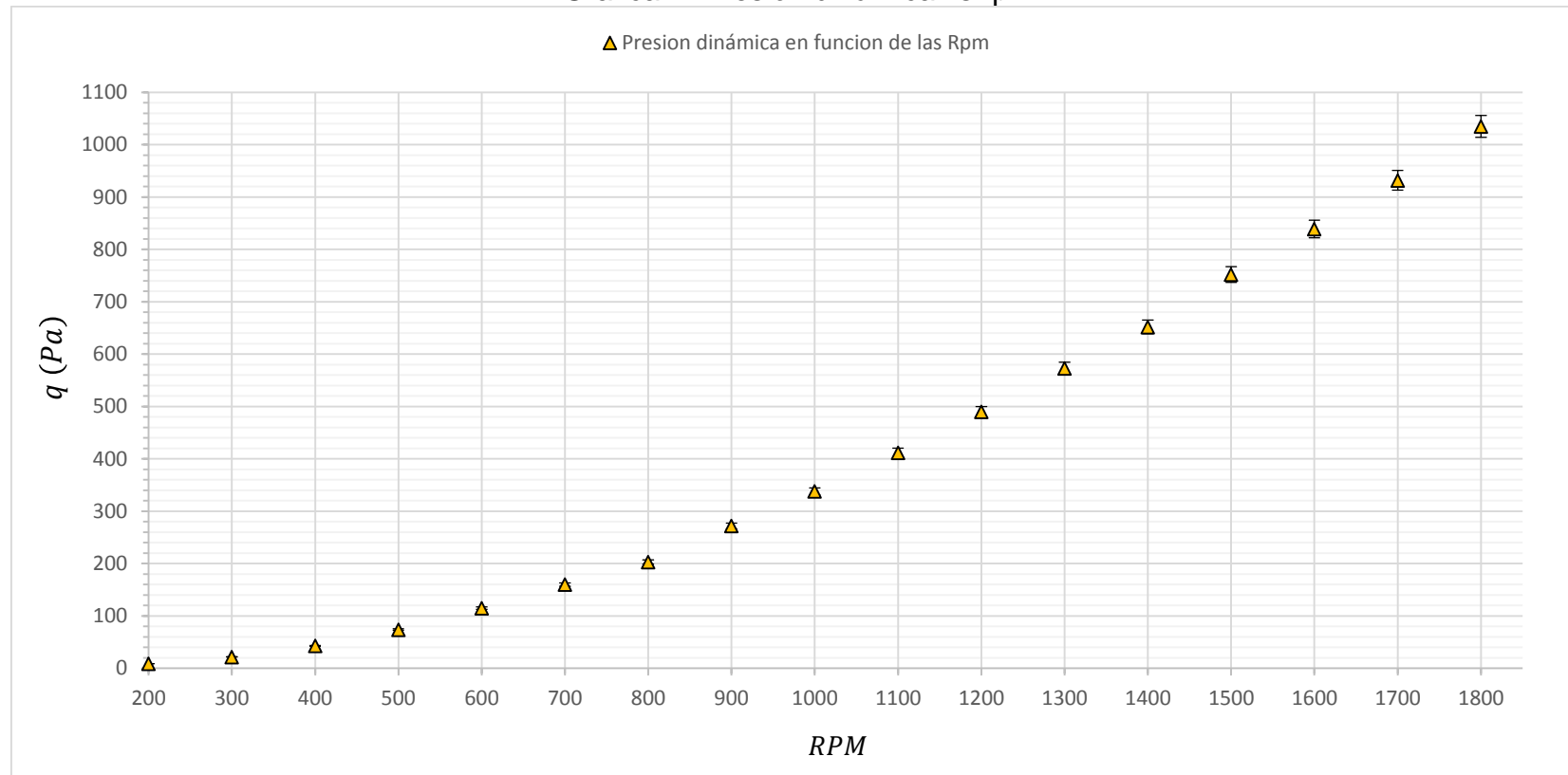
Fuente: Parachute Recovery System Design Manual²⁷¹

En la gráfica 3 se puede observar la fuerza de arrastre medida experimentalmente para los diferentes paracaídas en función de la velocidad. En las gráficas 4 y 5 se puede observar el coeficiente de arrastre nominal y proyectado de los diferentes paracaídas construidos sin realizar las correcciones del bloqueo del túnel de viento y la estadística Tstudent.

²⁷⁰ W.KNACKE, Op., Cit., p. 81

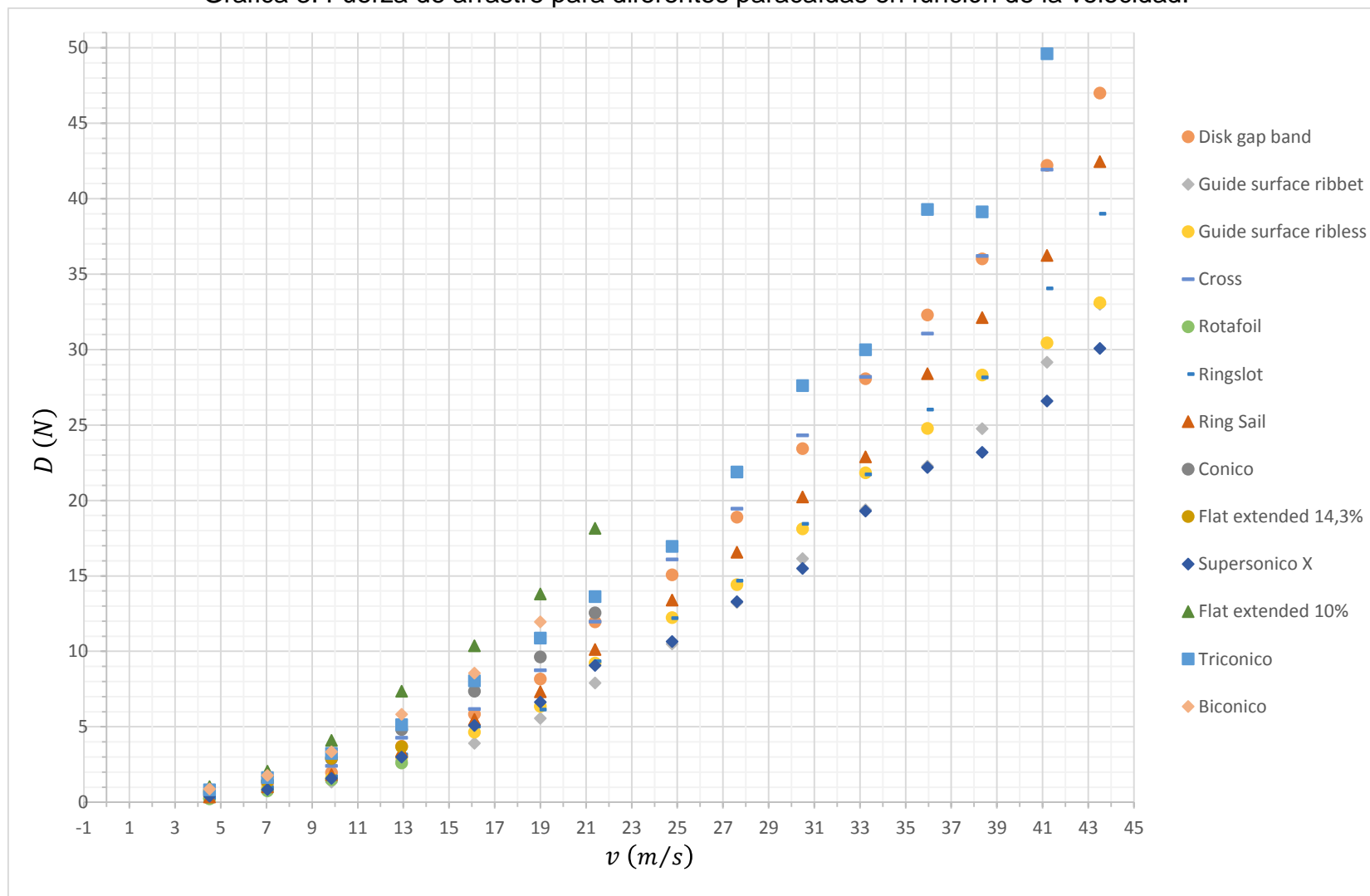
²⁷¹ Ibid., p. 81

Grafica 2. Presión dinámica vs rpm



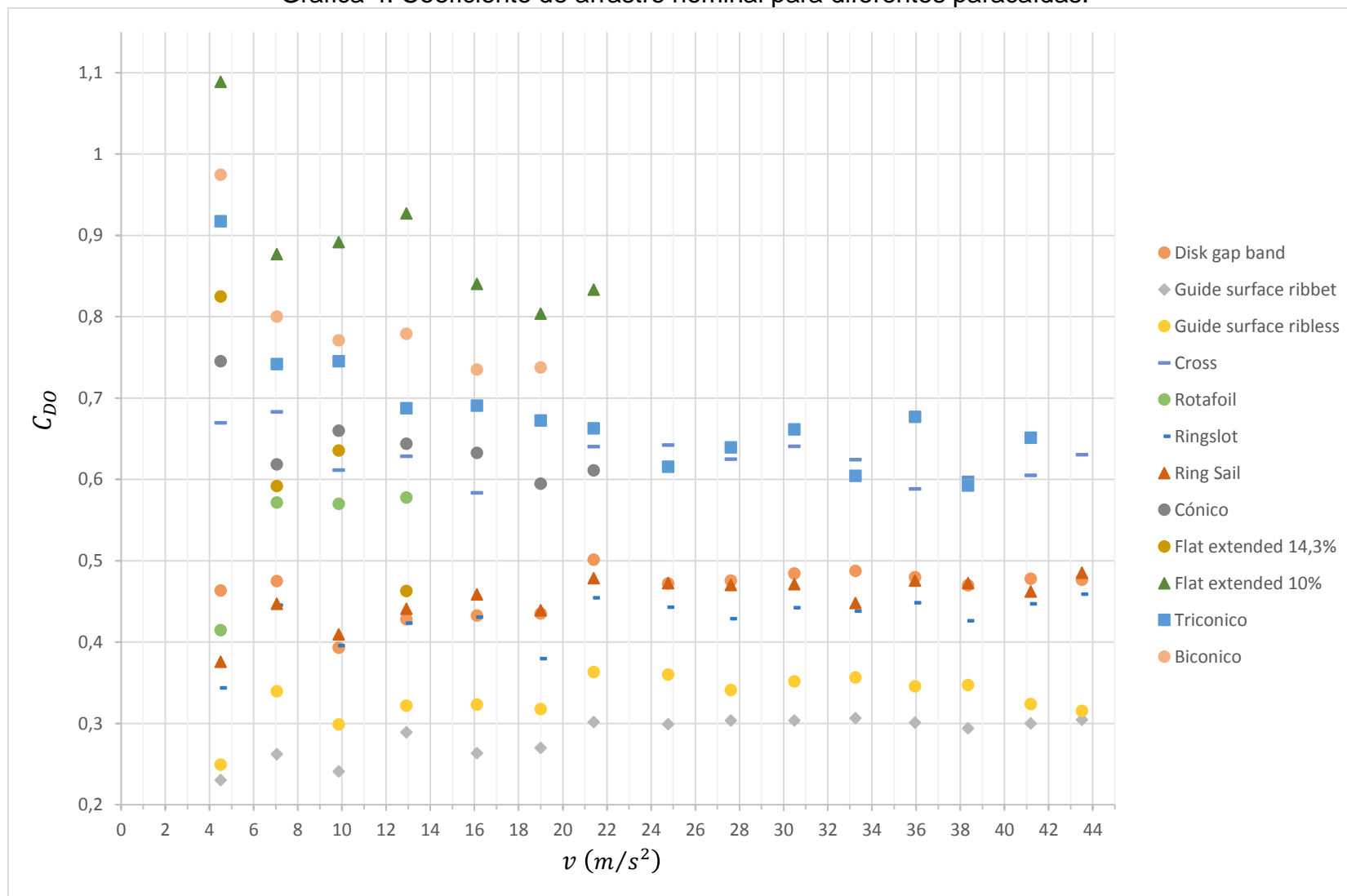
Fuente: Autores del proyecto.

Grafica 3. Fuerza de arrastre para diferentes paracaídas en función de la velocidad.



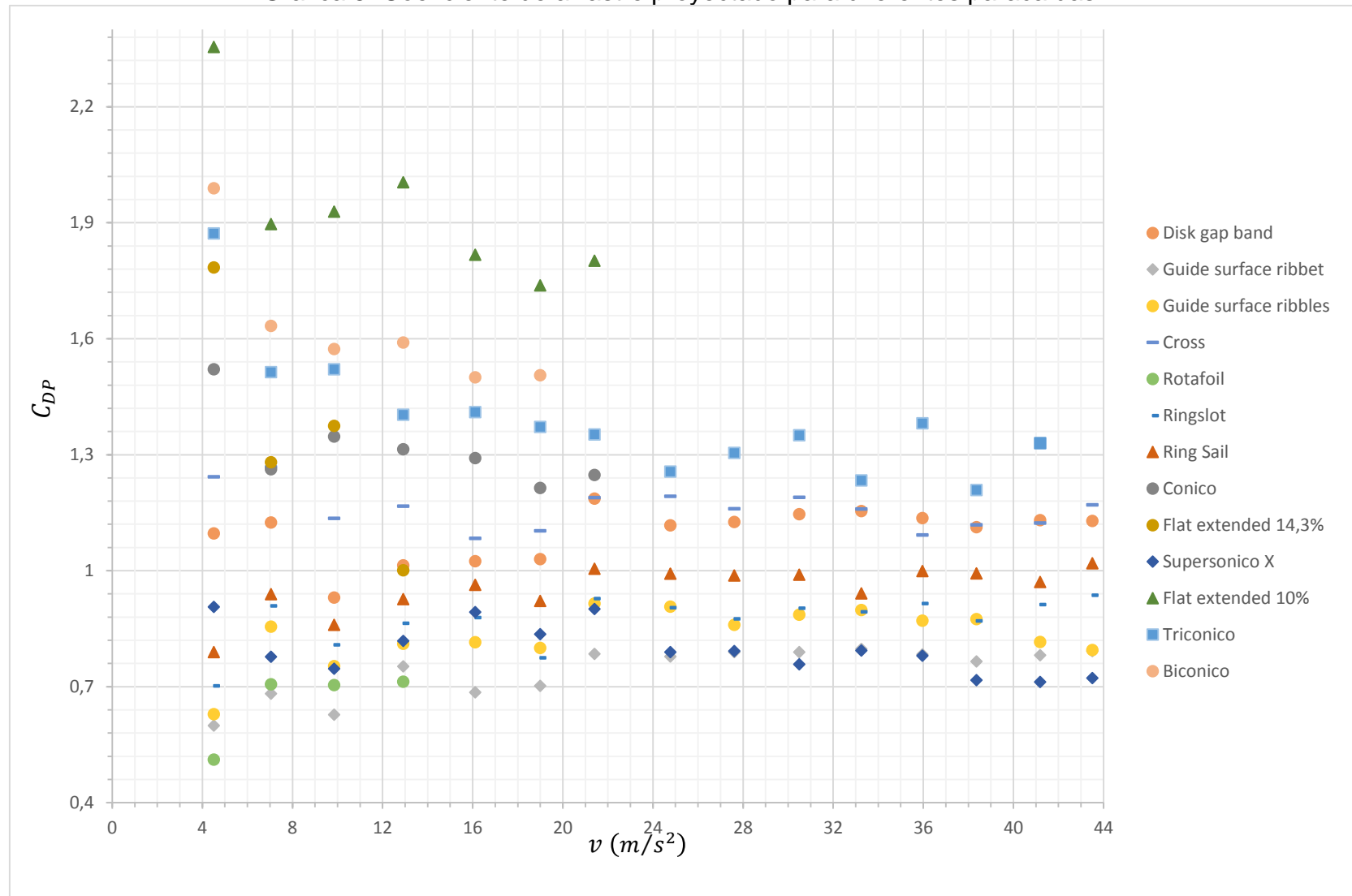
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 4. Coeficiente de arrastre nominal para diferentes paracaídas.



Fuente: Autores del proyecto

Grafica 5. Coeficiente de arrastre proyectado para diferentes paracaídas.



Fuente: Autores del proyecto

Para realizar la corrección de bloqueo del túnel de viento se tiene en cuenta las pérdidas de presión generadas en el túnel por la interferencia que genera el cuerpo en contacto con el flujo en la sección de pruebas, las correcciones de bloqueo e interferencia en el túnel de viento se pueden realizar siempre y cuando la superficie del paracaídas no supere el 30% del área transversal del túnel de viento²⁷².

Las mediciones de la resistencia en el paracaídas y la presión dinámica medida en una corriente de flujo libre en el túnel de viento, se correlacionan en el área o sección transversal del túnel donde hay un aumento de presión dinámica causada por la pared, dado por la teoría de bloqueo de Maskell ²⁷³ ecuación (92)

Ecuación 92. Bloqueo del túnel

$$\frac{q}{q_u} = 1 + Km \frac{C_D S}{C}$$

Fuente: An experimental Investigation of wall-interference corrections for parachute in closed wind tunnel. ²⁷⁴

Donde q es la presión dinámica medida sin cuerpo en la sección de pruebas q_u es la presión dinámica con el cuerpo en la sección de pruebas, C_D es el coeficiente de arrastre medido del paracaídas S es el área del paracaídas, C es el área trasversal del túnel de viento y Km es un factor de bloqueo para paracaídas de 1,85²⁷⁵.

De las pruebas realizadas en el túnel de viento se conocen diferentes variables como lo son la presión dinámica en la corriente libre de la sección de pruebas, la sección transversal del túnel, el área del paracaídas y el coeficiente de arrastre son conocidos, de la ecuación 92 se despeja la presión dinámica con el cuerpo en la sección de pruebas.

$$q_u = \frac{q}{1 + Km \frac{C_D S}{C}}$$

Obteniendo la presión dinámica con el cuerpo en la sección de pruebas se despeja de la ecuación 93 el coeficiente de arrastre

²⁷² MACHA J. Op., Cit., p. 7

²⁷³ W. KNACKE. Op., Cit., p.75

²⁷⁴ MACHA J. Op., Cit., p. 10

²⁷⁵ Ibid., p. 8

Ecuación 93. Bloqueo del túnel

$$\frac{q}{q_u} = \frac{(1 - C_{p,u})}{(1 - C_p)} = \frac{C_{D_u} S}{C_D S}$$

Fuente: An experimental Investigation of wall-interference corrections for parachute in closed wind tunnel. ²⁷⁶

$$C_D = \frac{q C_{D_u} S}{S q_u}$$

Teniendo en cuenta el despeje anterior se realiza la corrección de bloqueo del túnel de viento para el coeficiente de arrastre nominal y proyectado, los datos obtenidos mediante la corrección se les realizó un estudio y análisis por medio del T-Student, este método estadístico de distribución de probabilidad evalúa la media de una población cuando la muestra es pequeña, en este caso la muestra es de 15 datos por cada coeficiente de arrastre, en el método estadístico se implementa la media muestral $\overline{X_n}$, media poblacional μ , varianza muestral S^2 las ecuaciones implementadas en el análisis estadístico T-Student son:

Ecuación 94. Media muestral

$$\overline{X_n} = \frac{X_1 + X_2 + \dots + X_n}{n}$$

Fuente: Probabilidad y Estadística Para Ingenieros ²⁷⁷

Ecuación 95. Media poblacional

$$\mu = \overline{X_n} \pm T \frac{\sigma}{\sqrt{n}}$$

Fuente: Probabilidad y Estadística Para Ingenieros ²⁷⁸

Teniendo en cuenta los resultados obtenidos con el método estadístico T-Student se realizan las gráficas 6 y 7 del rango de error máximo y mínimo (ecuación 99 y 100) para los coeficientes de arrastre, teniendo en cuenta la media de cada uno de

²⁷⁶ Ibid., p. 9

²⁷⁷ WALPOLE, Op., Cit., p. 217

²⁷⁸ Ibid., p. 218

Para los datos de los paracaídas probados en el túnel de viento se realizó la tabla 24 de los porcentajes de error de cada paracaídas.

Ecuación 96. Varianza muestral

$$S^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}{n - 1}$$

Fuente: : Probabilidad y Estadística Para Ingenieros ²⁷⁹

Ecuación 97. Desviación típica muestral

$$\sigma = \sqrt{S^2} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2}{n - 1}}$$

Fuente: : Probabilidad y Estadística Para Ingenieros ²⁸⁰

Ecuación 98. T-Student

$$T = \frac{\bar{X}_n - \mu}{\sigma / \sqrt{n}}$$

Fuente: : Probabilidad y Estadística Para Ingenieros ²⁸¹

Ecuación 99. Error máximo

$$Error \left(\frac{\text{limite maximo media poblacional} - \text{media}}{\text{media}} \right) 100\%$$

Fuente: Física Para Ciencias e Ingeniería ²⁸²

²⁷⁹ WALPOLE, Op., Cit., p. 229

²⁸⁰ Ibid., p. 229

²⁸¹ Ibid., p. 229

²⁸² RAYMOND A. Op., Cit., p. 18

Ecuación 100. Error mínimo

$$Error = \left(\frac{media - \text{limite minimo media poblacional}}{media} \right) 100\%$$

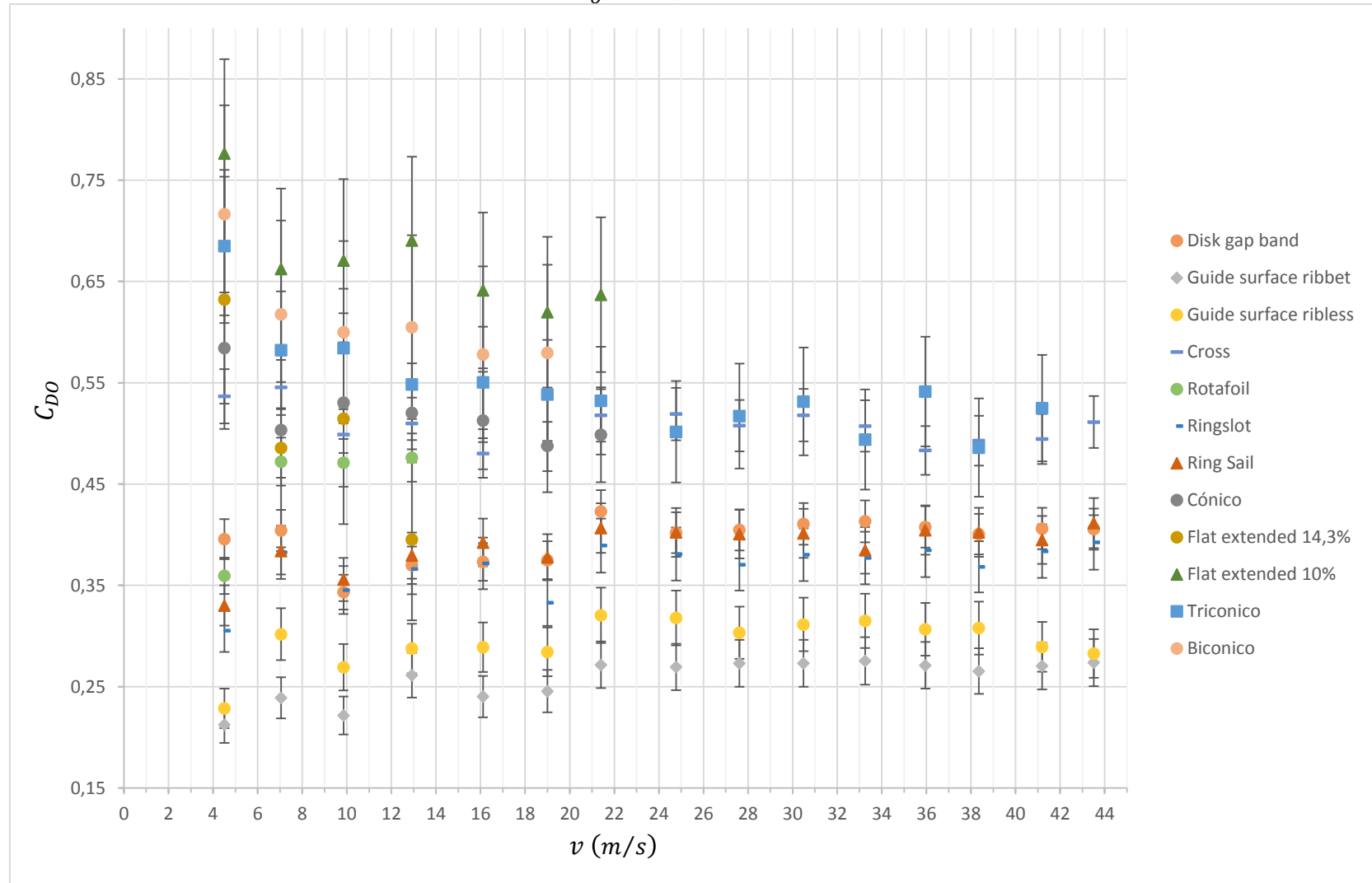
Fuente: Física Para Ciencias e Ingeniería ²⁸³

Tabla 24. Porcentajes de error máximo y mínimo calculados para los coeficientes de arrastre nominal C_{D_o} y proyectado C_{D_p} con el método T-Student.

Paracaídas	C_{D_o} Error máximo%	C_{D_o} Error mínimo%	C_{D_p} Error máximo%	C_{D_p} Error mínimo%
Disk gap band	5,68	5,68	4,78	4,78
Guide Surface Ribbet	8,54	8,54	7,50	7,50
Guide Surface Ribless	8,52	8,52	7,44	7,44
Cross	4,94	4,94	5,83	5,83
Rotafoil	6,87	6,87	6,09	6,09
Ring slot	5,96	5,96	5,21	5,21
Ring Sail	9,41	9,41	7,75	7,75
Cónico	3,41	3,41	7,75	7,75
Flat extended 14,3%	64,30	64,30	52,70	52,70
Flat extended 10%	11,91	11,91	9,08	9,08
Supersónico X	6,62	6,62	6,62	6,62
Tricónico	9,75	9,75	7,88	7,88
Bicónico	14,80	14,80	11,73	11,73

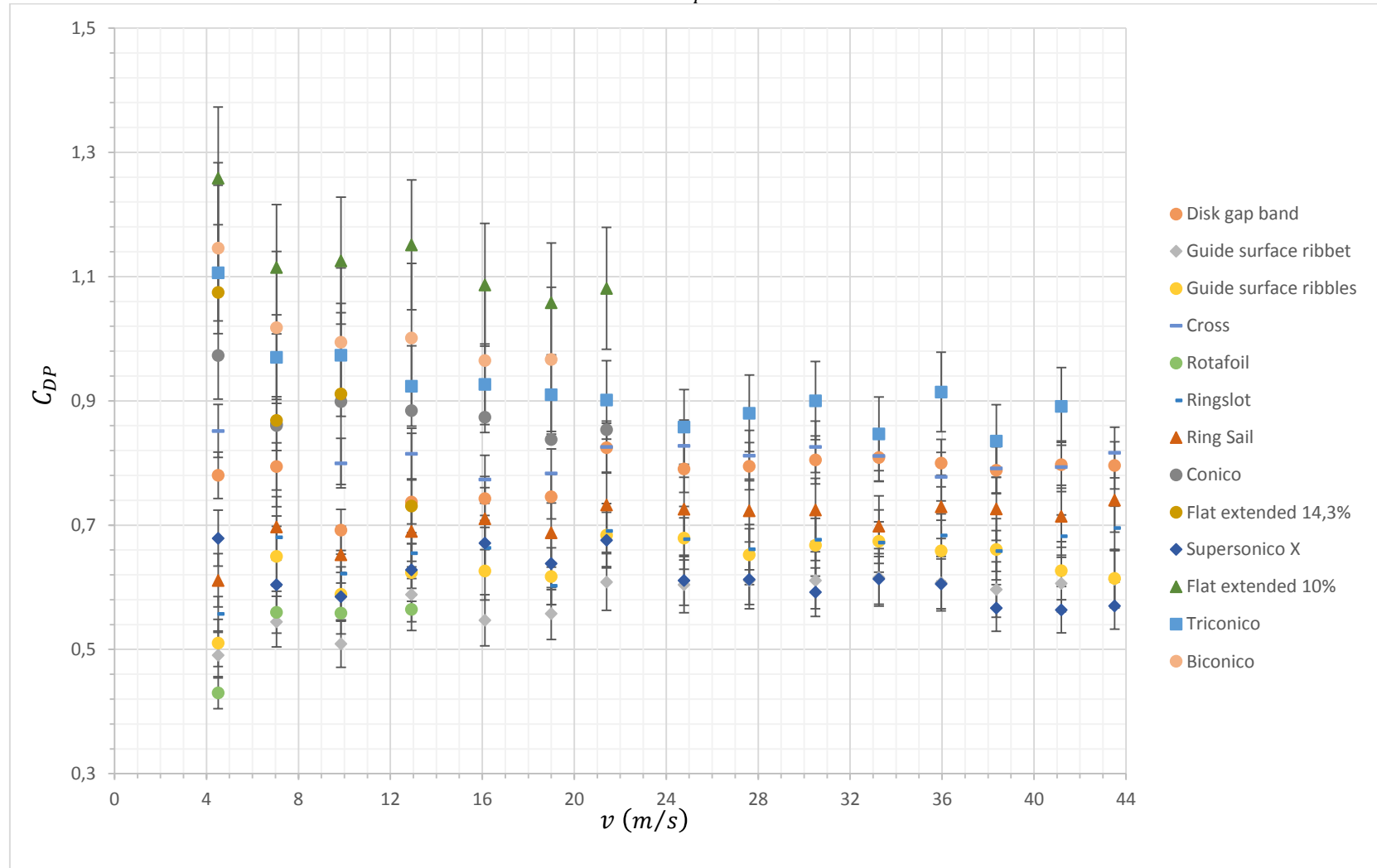
Fuente: Autores del proyecto.

Grafica 6. Coeficientes de arrastre nominal C_{D0} y rango de error máximo y mínimo en función de la velocidad.



Fuente Autores del proyecto

Grafica 7. Coeficientes de arrastre proyectado C_{Dp} y rango de error máximo y mínimo vs velocidad.



Fuente: autores del proyecto

Se calculó la relación arrastre - área nominal D/S_o y drag- área proyectada D/S_p para observar la presión dinámica existente en los paracaídas graficas (8 y 9) donde se observa que si hay un aumento de velocidad en el túnel de viento, la presión dinámica aumenta en el paracaídas²⁸⁴.

Teniendo en cuenta las gráficas 8 y 9 obtenidas anteriormente se realizó el cálculo del coeficiente de arrastre nominal C_{D_o} y proyectado C_{D_p} en función de la relación de la longitud de las líneas respecto al diámetro nominal del paracaídas (l_e/D_o) ²⁸⁵ (graficas 10 y 11), donde si se tiene una mayor longitud de líneas habrá un coeficiente de arrastre mayor (graficas 12 y 13).

Se realizó un análisis teórico de la relación de diámetro nominal y proyectado (D_p/D_o) ²⁸⁶ (grafica 14) donde se observa que es proporcional ya que si hay una relación mayor de áreas hay una alta relación de longitud de líneas-diámetro nominal (l_e/D_o) , así mismo se realiza el análisis basándose en la relación de las áreas nominal y proyectada (S_o/S_p) ²⁸⁷ (grafica 15) donde se observa que es proporcional si hay una relación mayor de áreas hay una alta relación de longitud de líneas-diámetro nominal (l_e/D_o) .

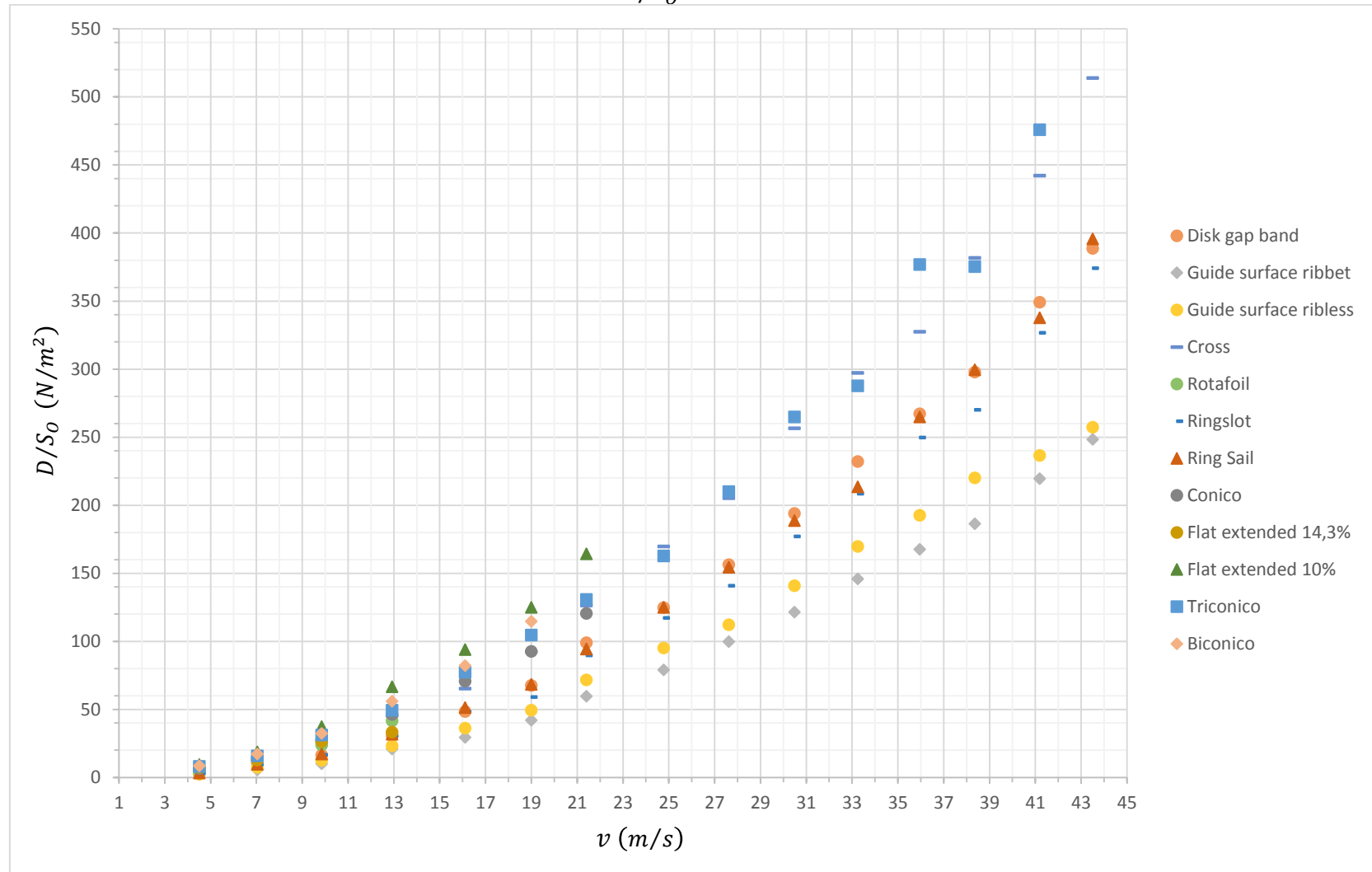
²⁸⁴ W. KNACKE, Op., Cit., p. 62

²⁸⁵ Ibid., p. 98

²⁸⁶ Ibid., p. 98

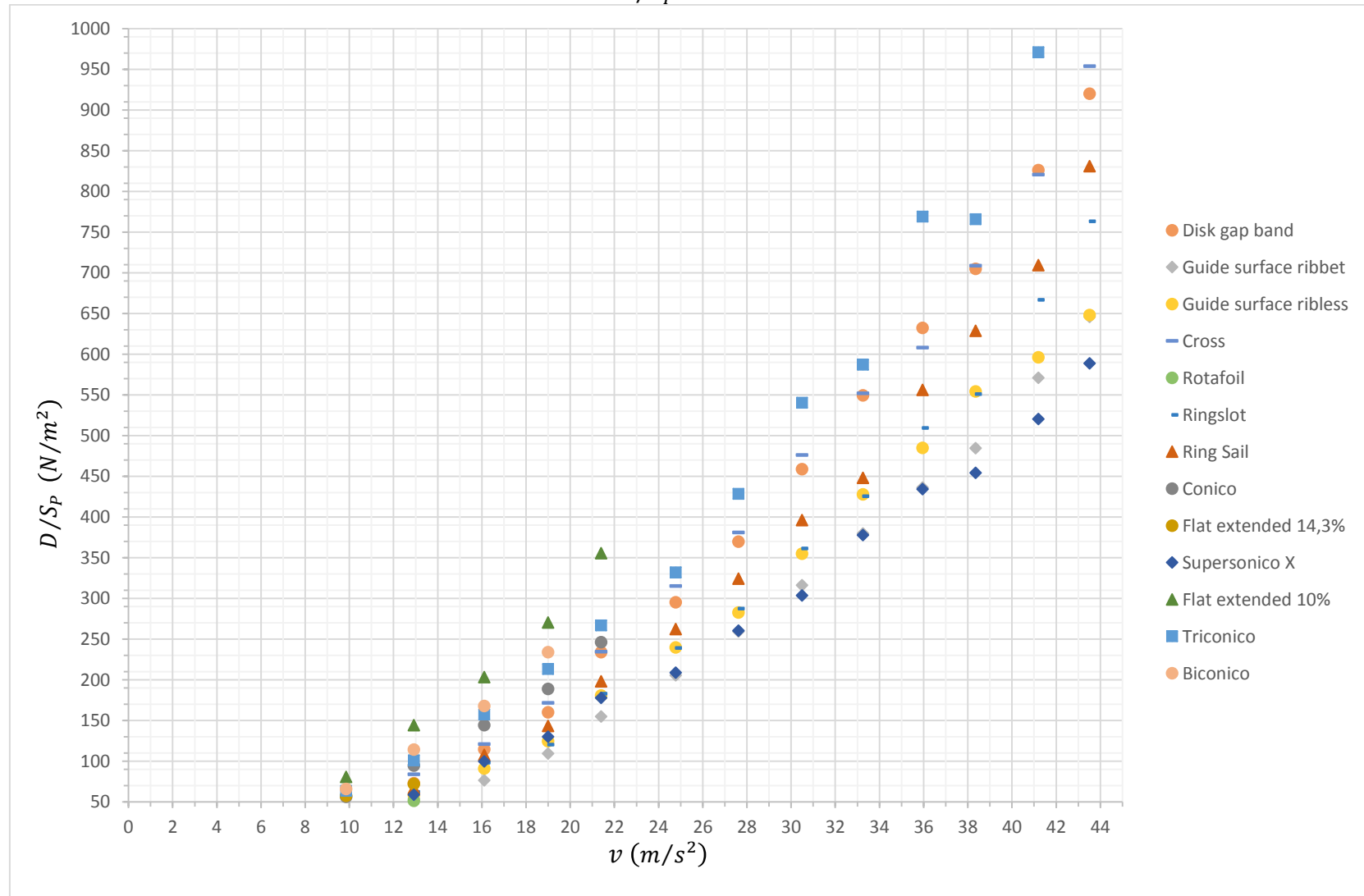
²⁸⁷ Ibid., p. 98

Grafica 8. Relación D/S_0 en función de la velocidad.



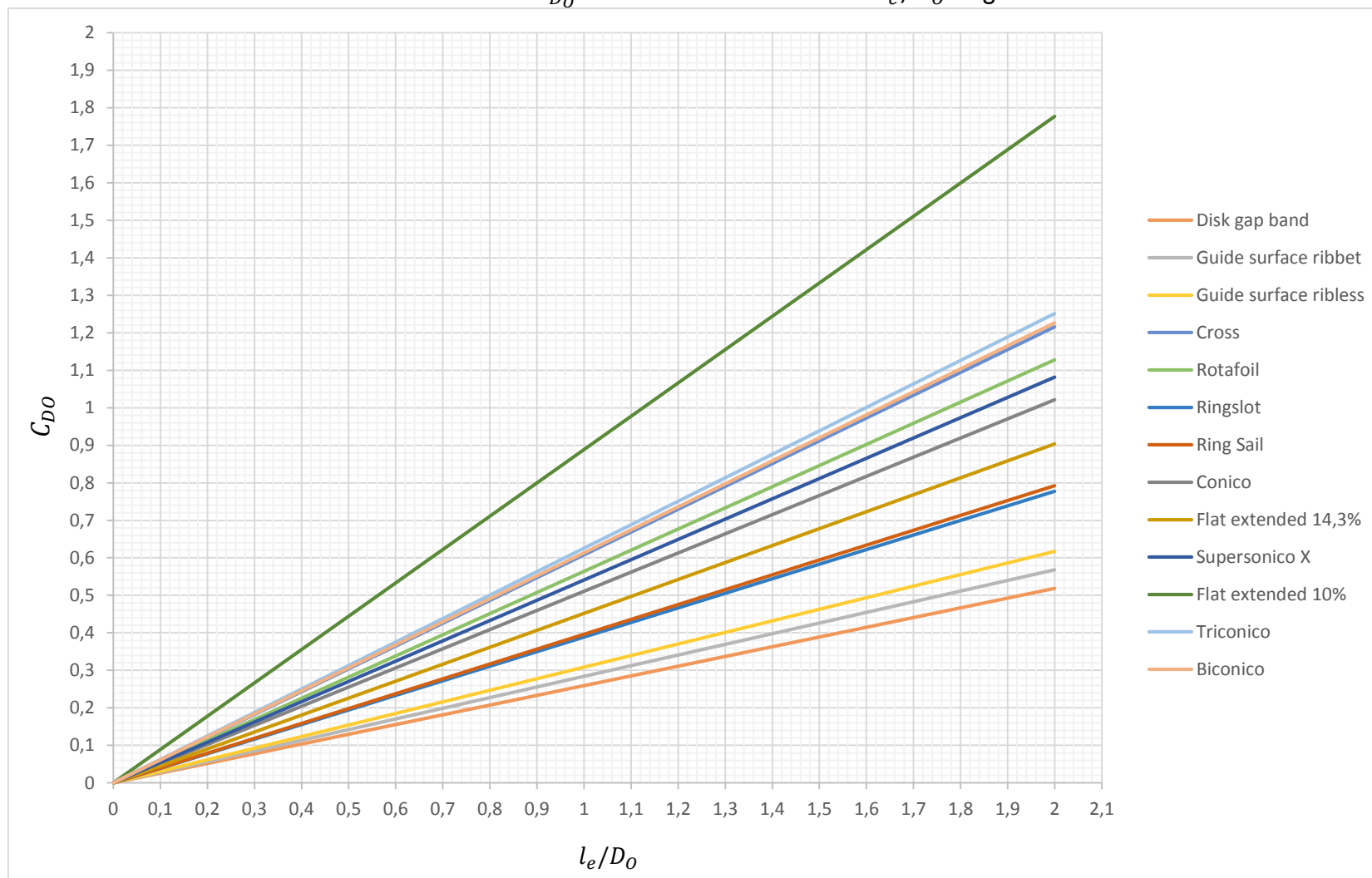
Fuente: Autores

Grafica 9. Relación D/S_p en función de la velocidad.



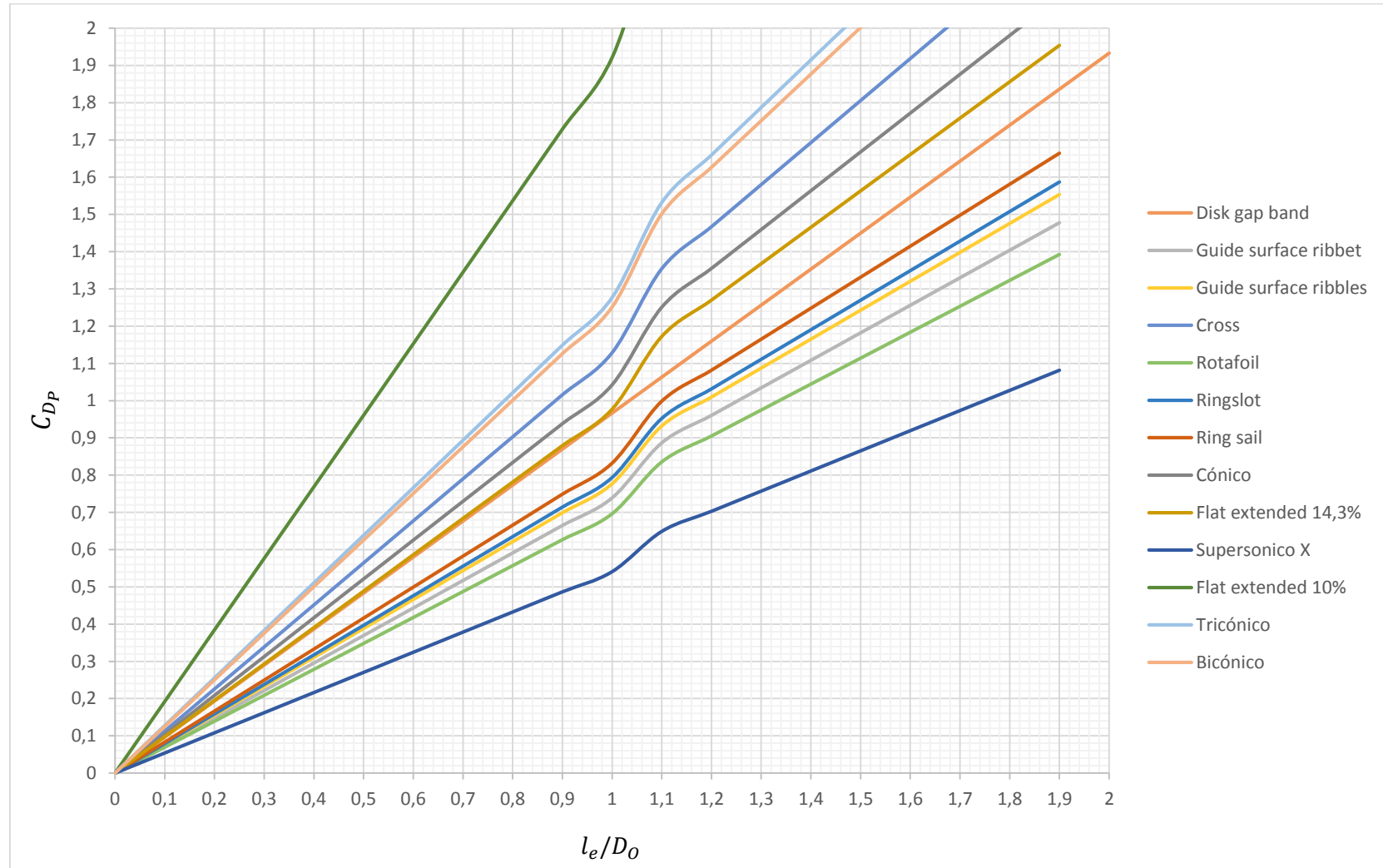
Fuente: Autores del proyecto.

Grafica 10. Coeficiente de arrastre nominal C_{D0} en función de la relación l_e/D_0 longitud de líneas-diámetro nominal.



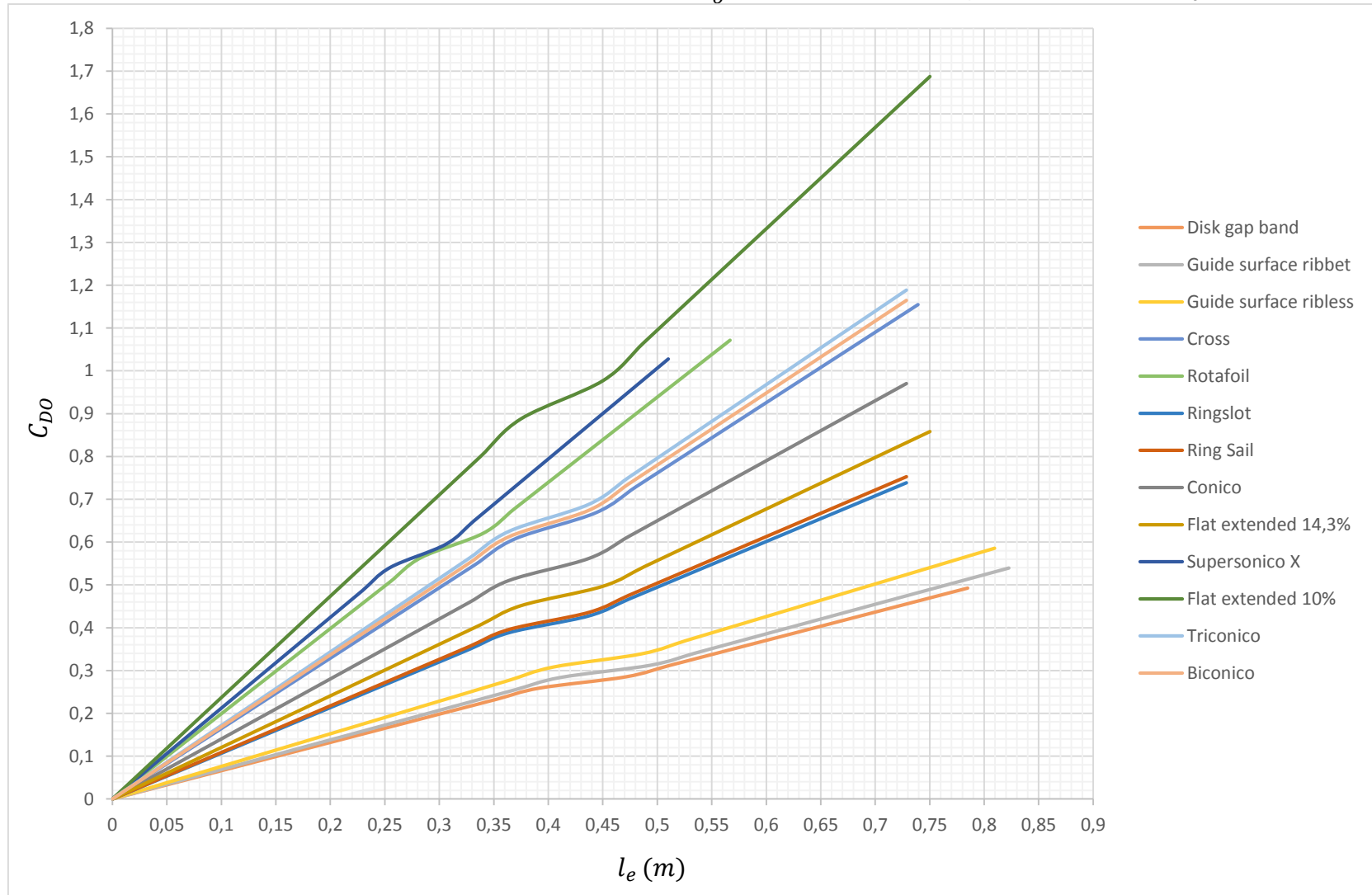
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 11. Coeficiente de arrastre proyectado C_{Dp} en función de la relación l_e/D_0 longitud de líneas-diámetro nominal.



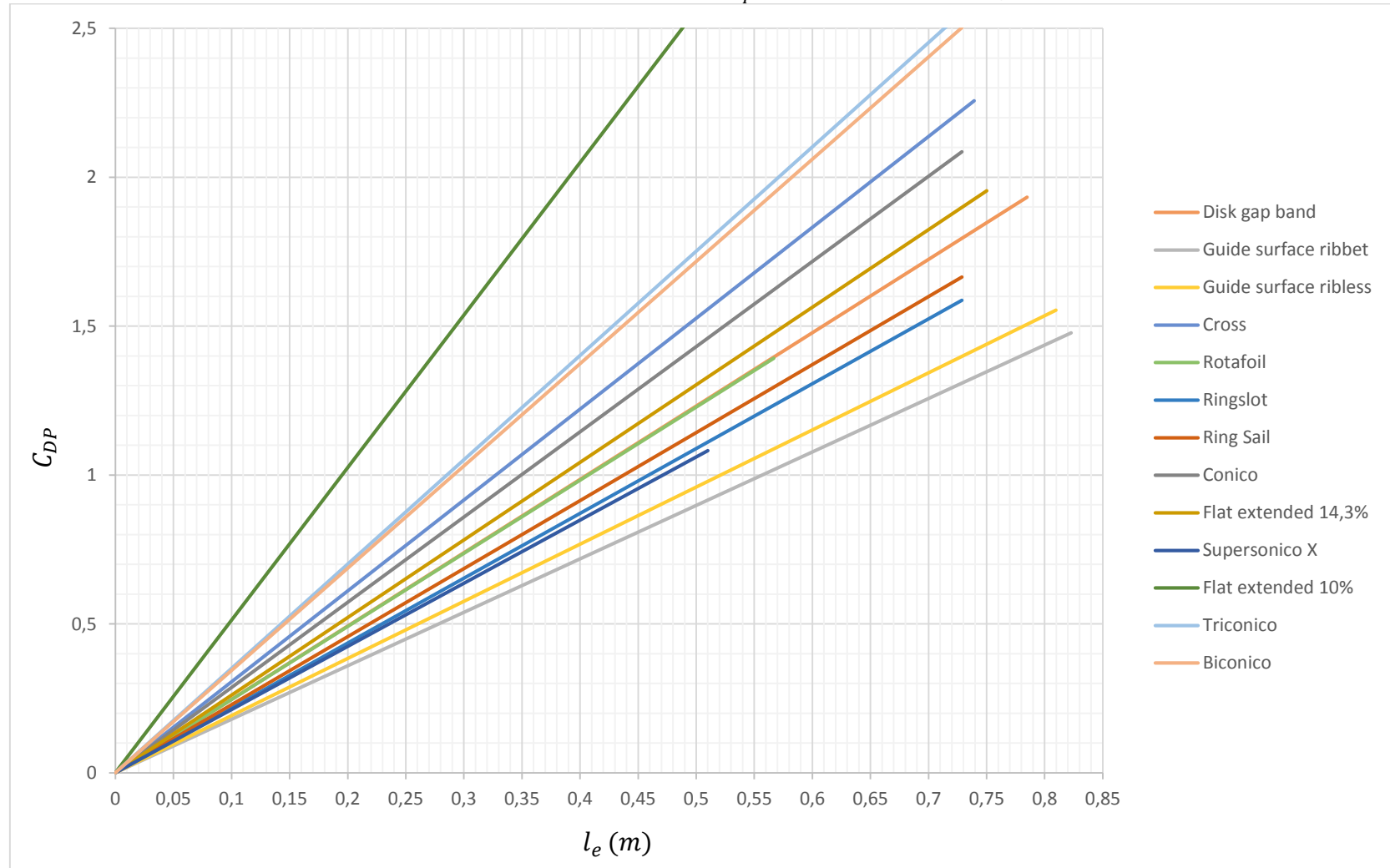
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 12. Coeficiente de arrastre nominal C_{D0} en función de la longitud de las líneas l_e .



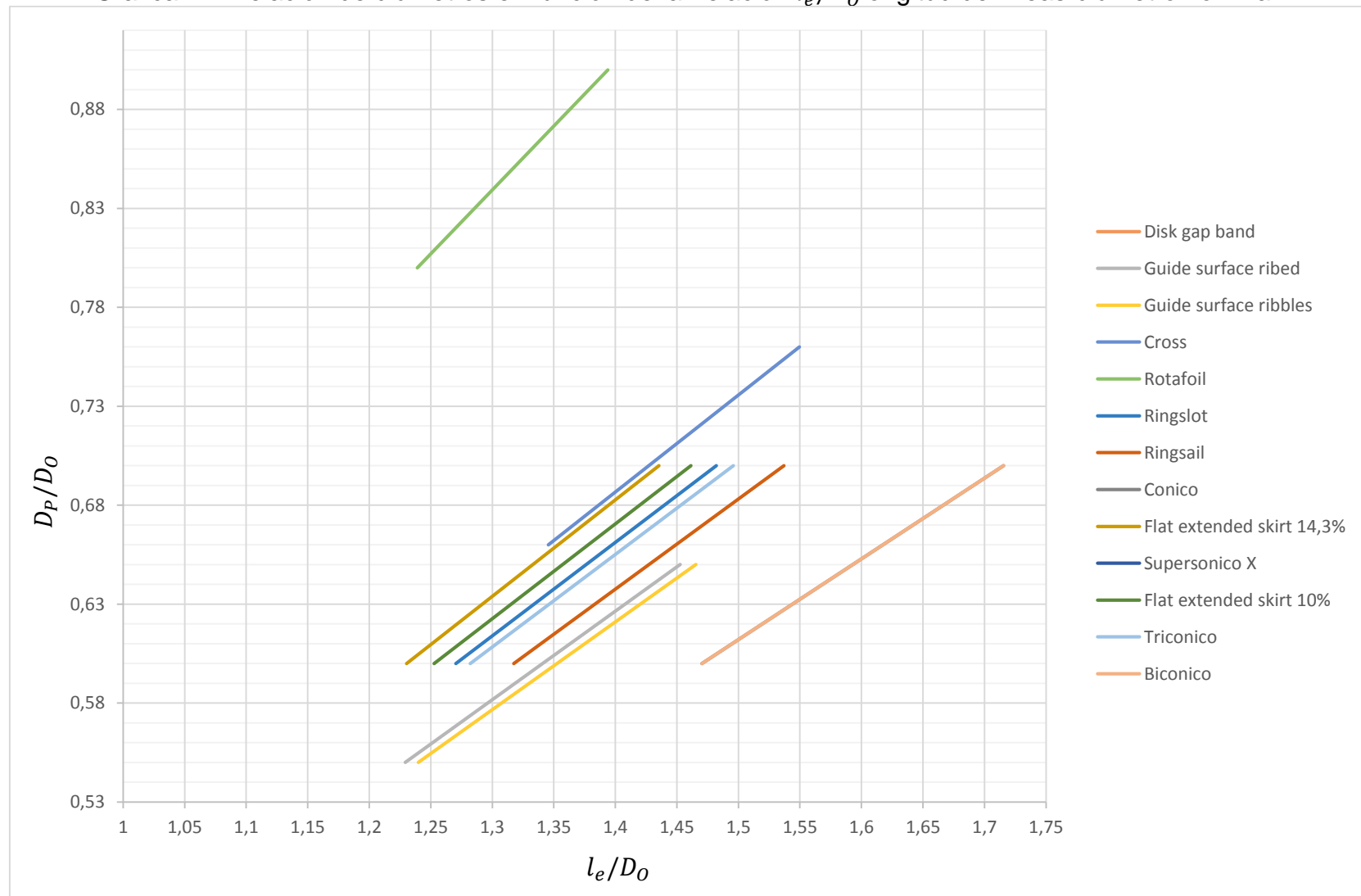
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 13. Coeficiente de arrastre proyectado C_{DP} en función de la longitud de las líneas l_e .



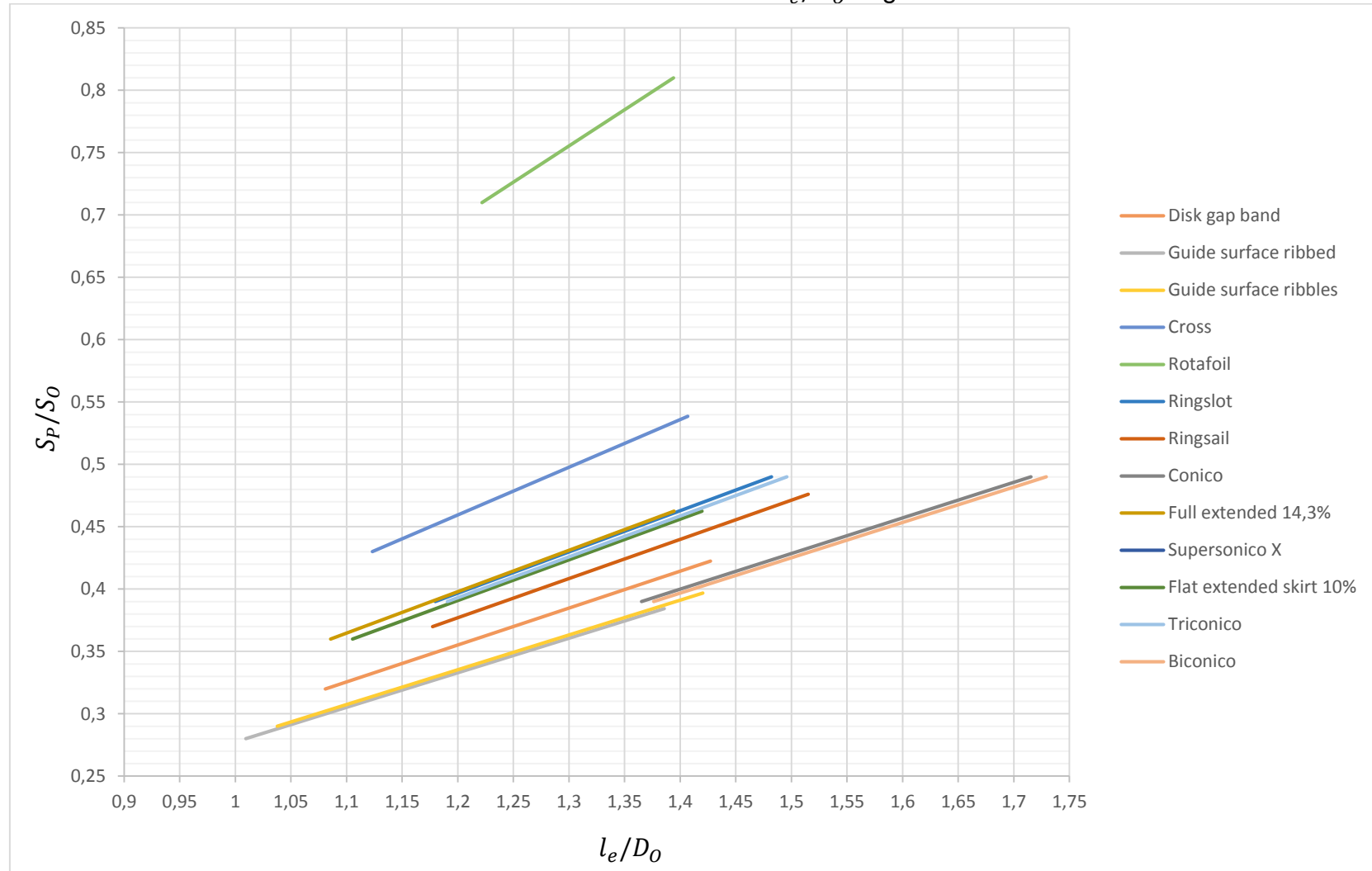
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 14. Relación de diámetros en función de la relación l_e/D_0 longitud de líneas-diámetro nominal.



Fuente: Autores del proyecto

Grafica 15. Relación de áreas en función de la relación l_e/D_0 longitud de líneas-diámetro nominal.

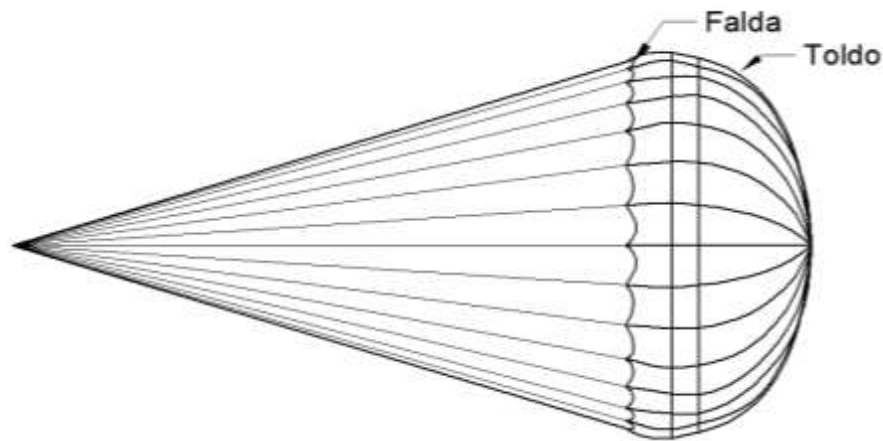


Fuente: Autores del proyecto

9. GRAFICAS Y PRUEBAS DE PARACAÍDAS MODIFICADOS EN EL TÚNEL DE VIENTO AERODINÁMICO DE LA FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES.

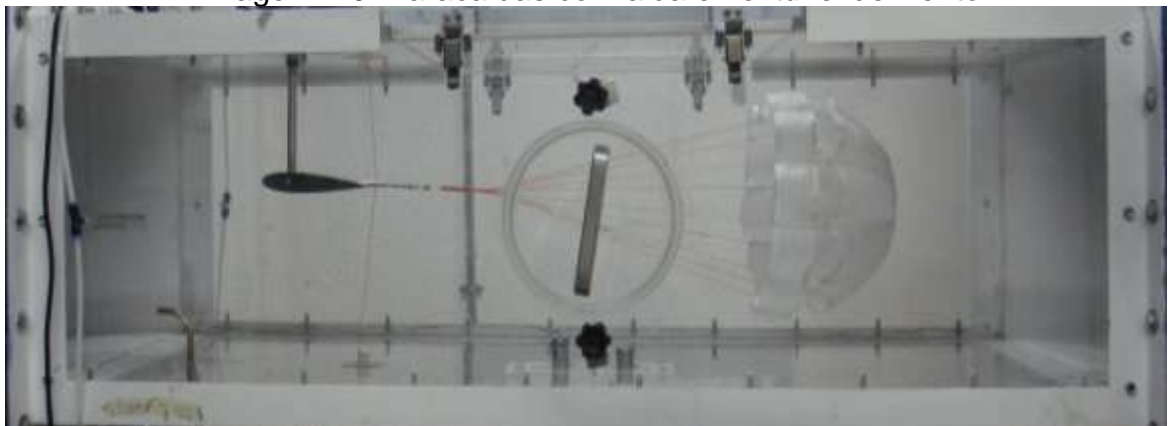
Para algunos paracaídas se presentó inestabilidad en la toma de datos por lo que fue necesario realizar una modificación agregando una falda (imagen 139) a los paracaídas cónico, bicónico, Tricónico, *flat extended skirt 10%*, *flat extended skirt 14,3%*. A los cuales se les realiza la toma de datos en el túnel de viento imagen 140 como paracaídas modificados donde se analiza nuevamente el arrastre, las modificaciones de los paracaídas se realizaron teniendo en cuenta las ecuaciones 85 y 86 del capítulo de la construcción de paracaídas donde se especifica la construcción de la falda para los paracaídas las dimensiones de la falda de cada paracaídas se presentan a continuación en la tabla 25.

Imagen 139. Paracaídas con falda.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 140. Paracaídas con falda en el túnel de viento



Fuente: Autores del proyecto.

Tabla 25. Dimensiones de la falda para cada paracaídas en metros.

	Cónico	Bicónonico	Tricónico	Flat extended skirt 10%	Flat extended skirt 14,3%
h_2	0,021	0,0195	0,02	0,025	0,0212
h_3	0,061	0,057	0,059	0,073	0,062

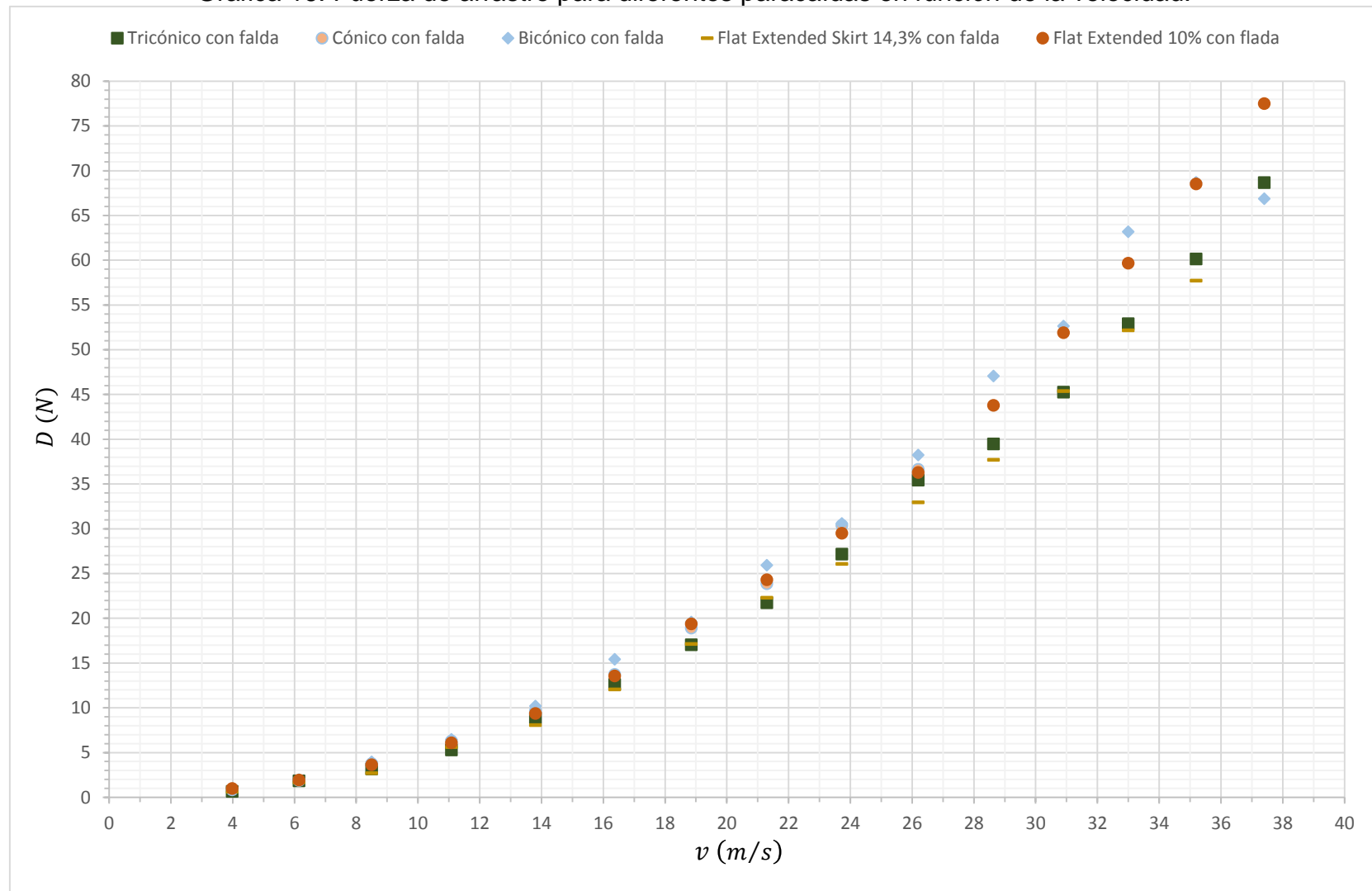
Fuente: Autores del proyecto.

En la toma de datos se obtuvieron los resultados de arrastre y coeficiente para los paracaídas anteriormente mencionados, se observó en esta toma de datos que al agregar una falda a los paracaídas presentan una mayor estabilidad es decir que el paracaídas tiene menos oscilaciones²⁸⁸. En la gráfica 16 se observa la fuerza de arrastre medida para los diferentes paracaídas modificados de los resultados obtenidos se halla el coeficiente de arrastre nominal grafica 17 y proyectado grafica 18.

²⁸⁸

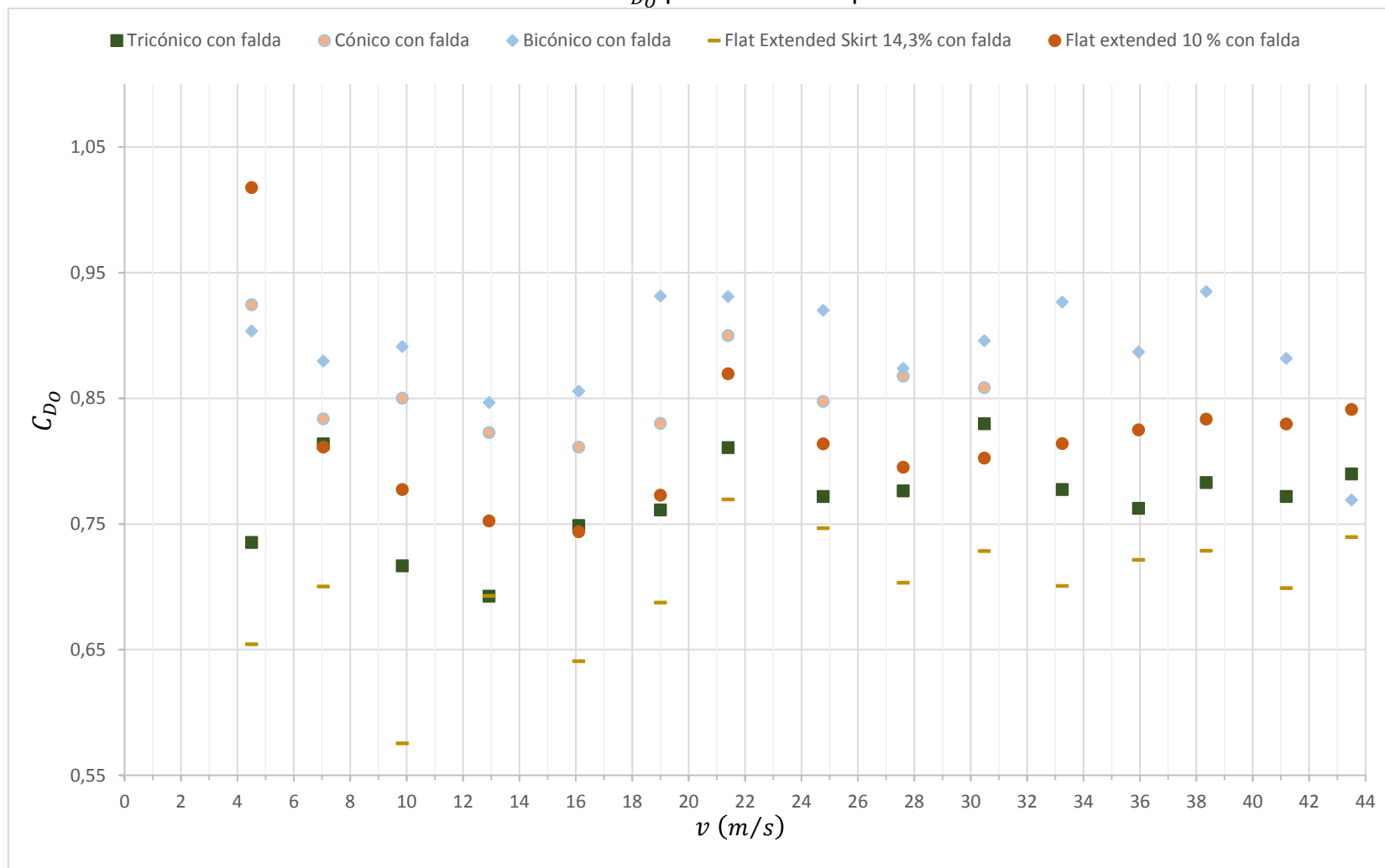
W. KNACKE, Op., Cit., p. 105

Grafica 16. Fuerza de arrastre para diferentes paracaídas en función de la velocidad.



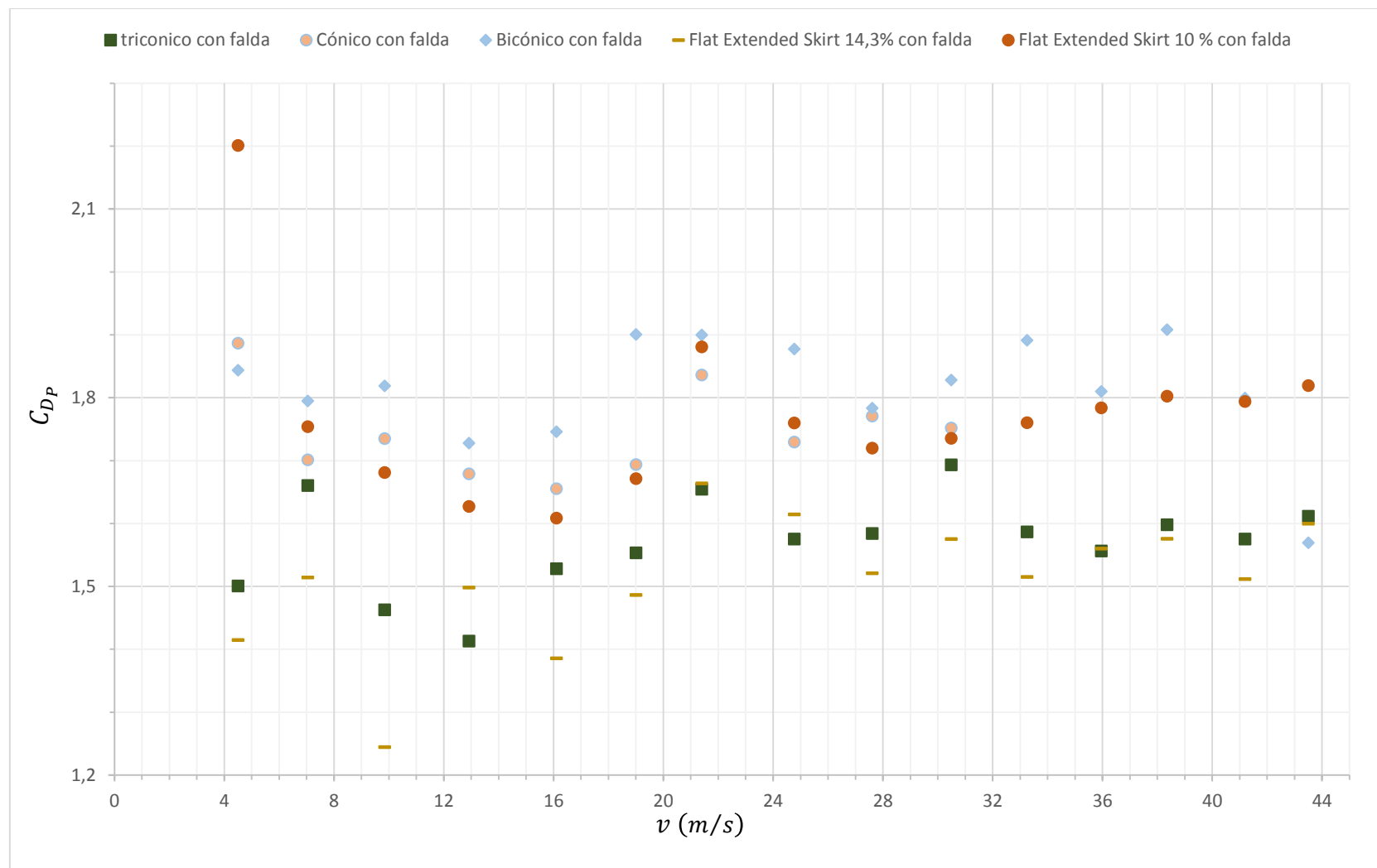
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 17. Coeficiente de arrastre nominal C_{D0} para diferentes paracaídas en función de la velocidad.



Fuente: Autores del proyecto

Grafica 18. Coeficiente de arrastre proyectado C_{Dp} para diferentes paracaídas en función de la velocidad.



Fuente: Autores del proyecto.

A los resultados obtenidos en las gráficas 17, 18 se les realiza el análisis de bloqueo e interferencia del túnel de viento²⁸⁹ y el análisis estadístico T-Student (gráficas 19, 20) mencionado en el capítulo 7. Con el análisis estadístico T-Student²⁹⁰ se determina el rango del porcentaje de error máximo y mínimo de los coeficientes de arrastre nominal y proyectado de los paracaídas modificados (tabla 26).

Tabla 26. Porcentajes de error máximo y mínimo calculados para los coeficientes de arrastre nominal C_{D_o} y proyectado C_{D_p} con el método T-Student

Paracaídas	C_{D_o} Error máximo%	C_{D_o} Error mínimo%	C_{D_p} Error máximo%	C_{D_p} Error mínimo%
Cónico con falda	3,83	3,83	3,21	3,21
Bicónico con falda	3,96	3,96	3,05	3,05
Tricónico con falda	3,94	3,94	3,2	3,2
Flat extended 14,3% con falda	6,8	6,8	3,57	3,57
Flat extended 10% con falda	4,7	4,7	4,8	4,8

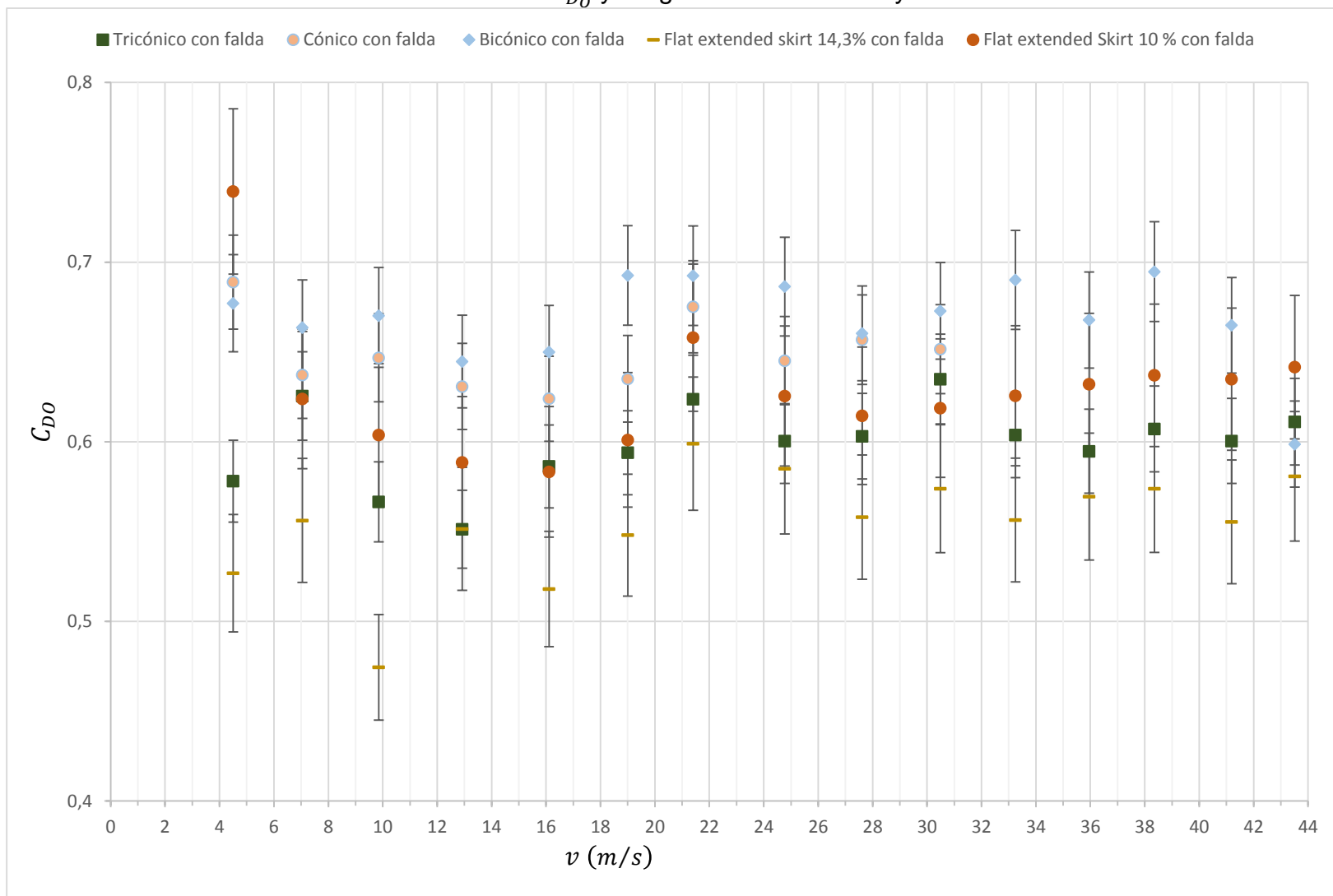
Fuente: Autores del proyecto.

Se calculó la relación Arrastre - área nominal D/S_o y drag- área proyectada D/S_p para observar la presión dinámica existente en los paracaídas graficas (21 y 22) donde se observa que si hay un aumento de velocidad en el túnel de viento, la presión dinámica aumenta en el paracaídas.

²⁸⁹ CRUZ. J, MINECK. R, y KELLER. D. Wind Tunnel Testing of Various Disk-Gap-Band Parachutes. 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. NASA, Langley Research Center Hampton, VA. Monterey, California. Mayo de 2003. 17 p.

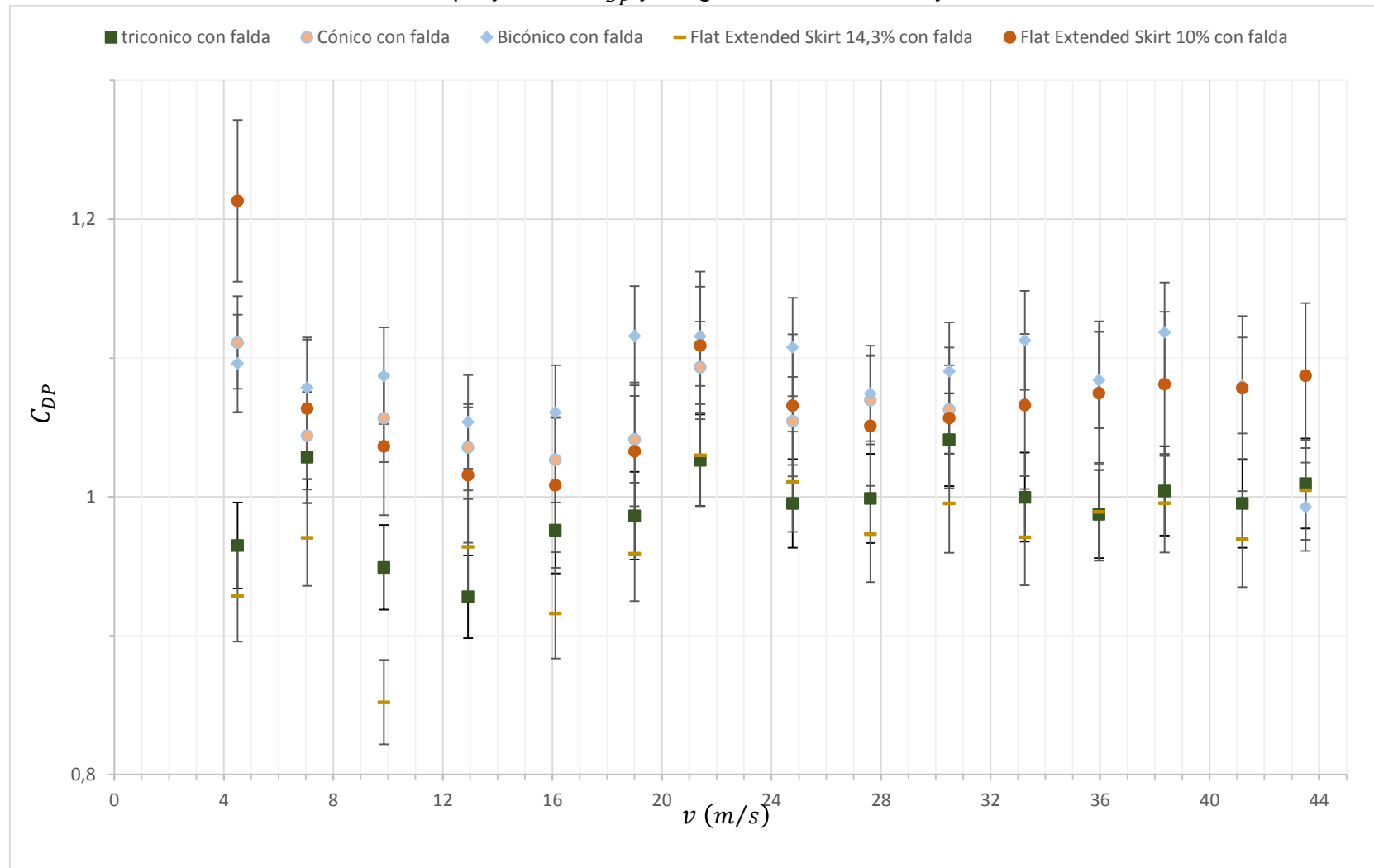
²⁹⁰ WALPOLE, Op., Cit., p. 228

Grafica 19. Coeficientes de arrastre nominal C_{D0} y rango de error máximo y mínimo en función de la velocidad.



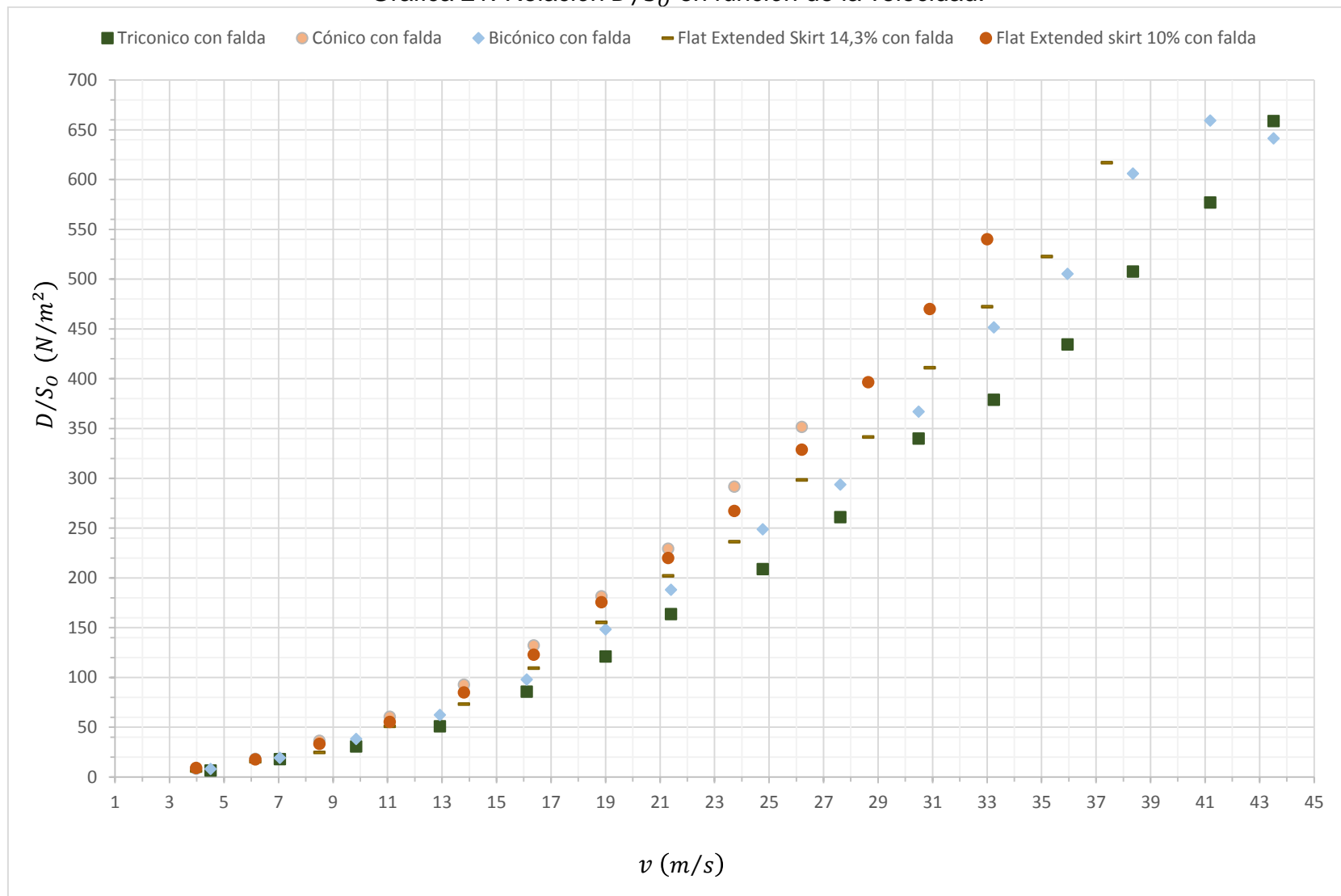
Fuente Autores del proyecto

Grafica 20. Coeficientes de arrastre proyectado C_{DP} y rango de error máximo y mínimo en función de la velocidad.



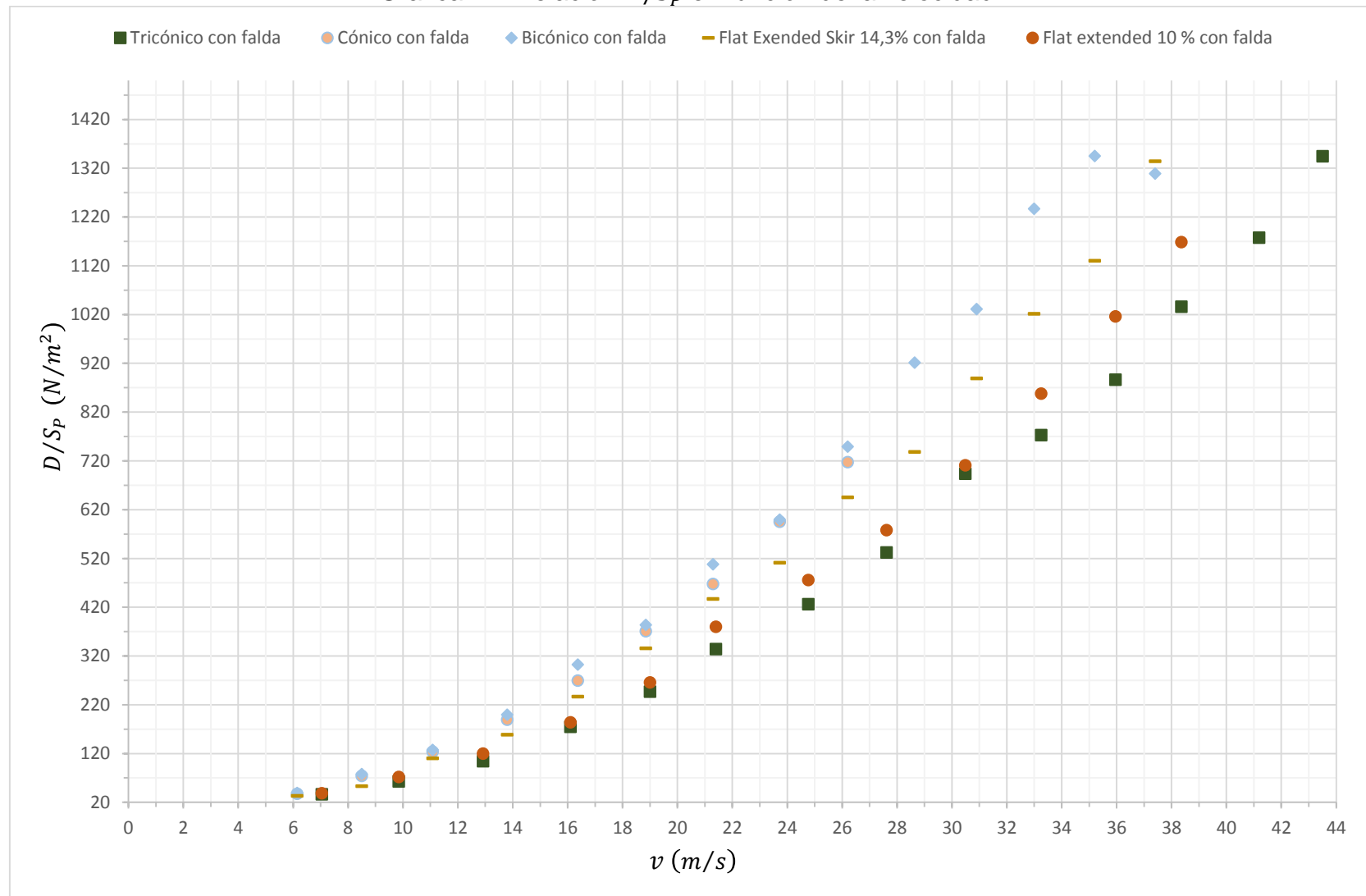
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 21. Relación D/S_o en función de la velocidad.



Fuente: Autores del proyecto.

Grafica 22. Relación D/S_p en función de la velocidad.



Fuente: Autores del proyecto

10. SIMULACIONES DE LOS PARACAÍDAS (CUADRO DE SELECCIÓN)

Las simulaciones computacionales se realizaron con la selección de 5 diferentes paracaídas donde se tuvo en cuenta principalmente el mayor coeficiente de arrastre, que fue obtenido en las pruebas del túnel de viento aerodinámico de la F.U.L.L. Teniendo como principal objetivo en este capítulo se realiza una simulación computacional donde inicialmente se quiere obtener el coeficiente de arrastre de los diferentes paracaídas seleccionados comparando este resultado obtenido de la simulación, con los resultados de las pruebas experimentales, los paracaídas seleccionados se observan (tabla 27), se modelaron estos paracaídas en el programa de diseño asistido por computadora Solid Edge (imagen 141), para posteriormente proceder a realizar las simulaciones con el software de análisis de elementos finitos ANSYS CFX.

Tabla 27. Paracaídas seleccionados para las simulaciones computacionales.

Paracaídas para simulaciones con CFX
Ansyst
Bicónico con falda
Tricónico
Tricónico con falda
Flat extended skirt 10%
Flat extended skirt 10% con falda

Fuente: Autores del proyecto

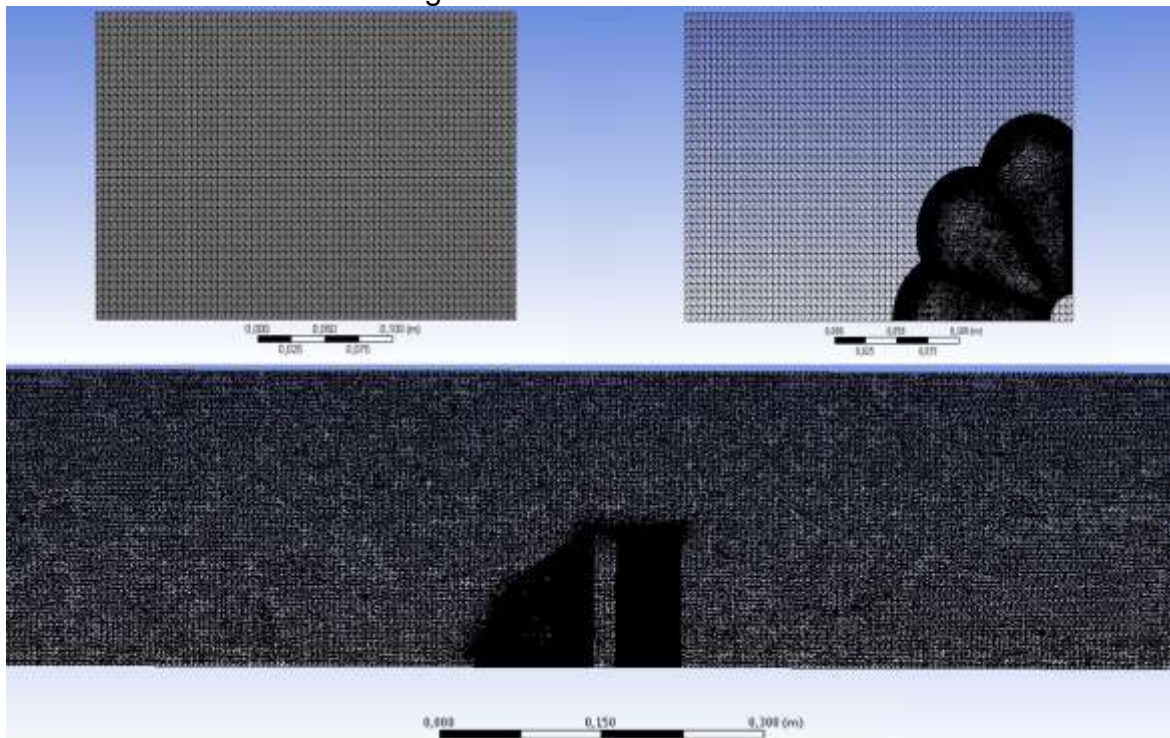
Imagen 141. Paracaídas diseñados en el programa Solid Edge.



Fuente: Autores del proyecto.

Como parámetro inicial de las simulaciones se fijan las condiciones del flujo subsónico ara cada simulación manejando los mismos parámetros del túnel de viento de la F.U.L.L. en el momento de las pruebas experimentales, se utilizó una cuarta parte del paracaídas para consumir menos recursos computacionales de procesamiento y tiempo, para realizar la simulación se realiza una comparación entre la realización de las simulaciones con mallas estructurada (imagen 142) y no estructuradas (imagen 143) donde se compararon los resultados obtenidos en la fuerza de arrastre para determinar la selección dela malla adecuada para las simulaciones (tabla 28), donde se selecciona la malla no estructurada por la cantidad de elementos y nodos creada por el software ICEM (*Mesh*) de ANSYS donde se facilita aumentar el número de elementos con refinamiento de la malla a diferencia de la estructurada que crea conflictos con la geometría .

Imagen 142. Malla estructurada.



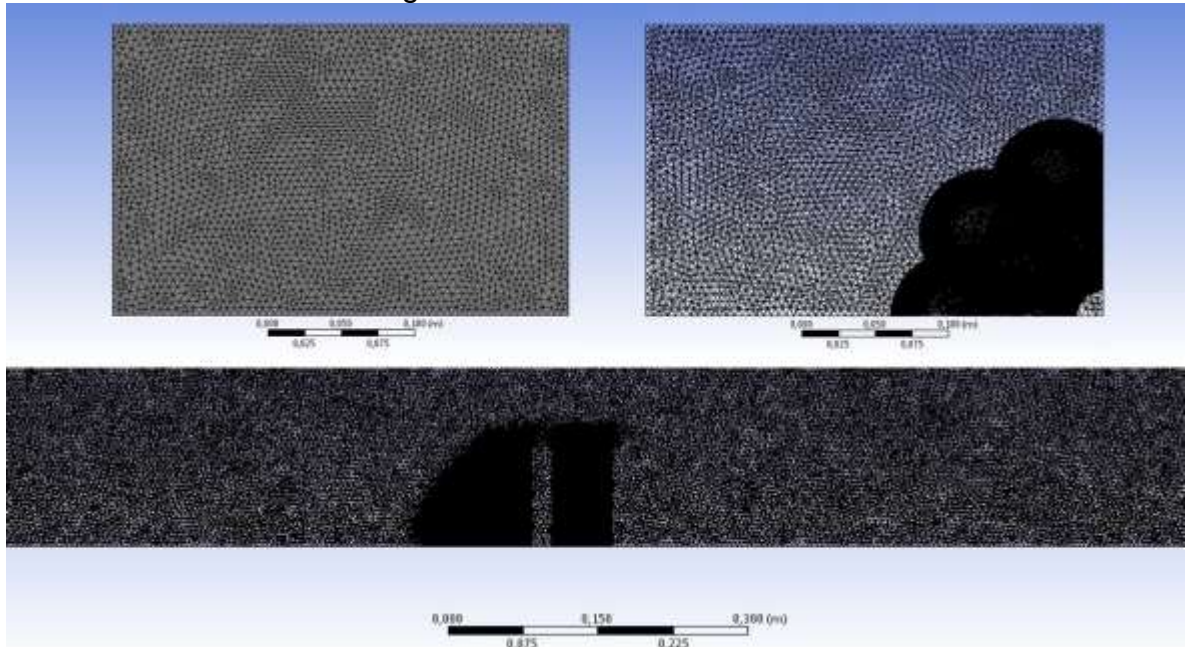
Fuente: Autores del proyecto.

Tabla 28. Comparación de las mallas.

Malla	Número de elementos	Numero de nodos	Fuerza
estructurada	9655021	1727744	0,67719
estructurada	9755021	1727744	0,61615
No estructurada	9794422	1735385	0,6139
No estructurada	19391525	3515347	0,61024

Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 143. Malla no estructurada



Fuente: autores del proyecto.

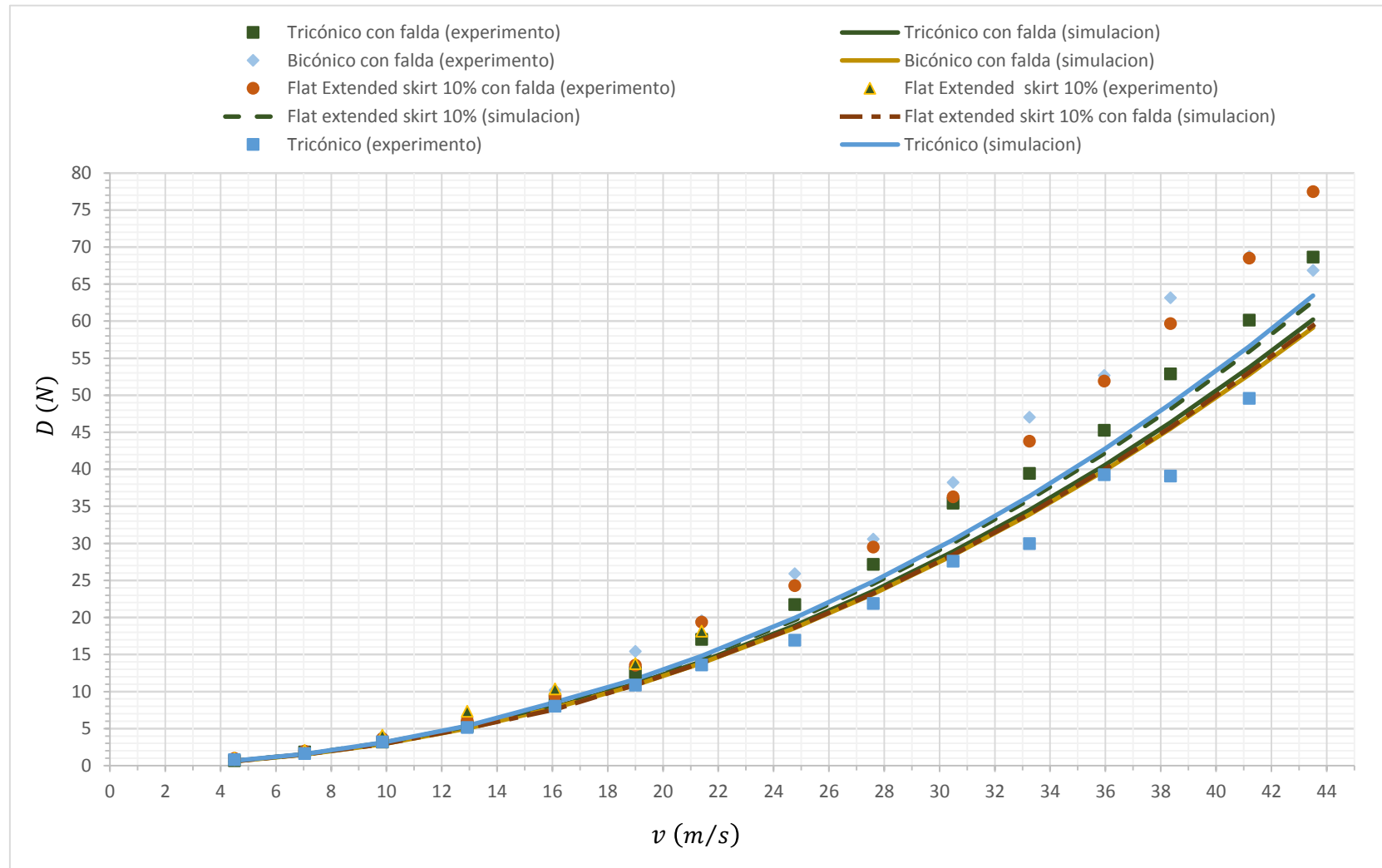
La fuerza de arrastre obtenida para los diferentes paracaídas en las simulaciones se compara con los resultados experimentales (grafica 23). De la cual se hallan los coeficientes de arrastre nominal y proyectado a estos datos obtenidos de las simulaciones se les realiza la limpieza la corrección por el efecto de bloqueo y pared del túnel de viento debido a que las simulaciones tienen la misma configuración del túnel de viento real, los paracaídas son comparados con los resultados hallados de forma experimental y computacionalmente (graficas 24 y 25) donde se observa, que se encuentran en el mismo orden de magnitud pero los datos computacionales son mayores a los experimentales, esto debido a que no se tiene en cuenta la porosidad del material, la influencia de las líneas y rigidez del cuerpo.²⁹¹

En base a todos los cálculos y análisis realizados a los paracaídas se muestra la tabla 29, en esta se observara la selección del tipo de paracaídas que llevara el cohete sonda libertador 1, la valoración se realiza con diferentes aspectos del desempeño. Este se valorara de 1 a 10 para seleccionar el paracaídas que mejor desempeño tuvo en los análisis, siendo 10 la mayor valoración y 1 la valoración más baja.

291

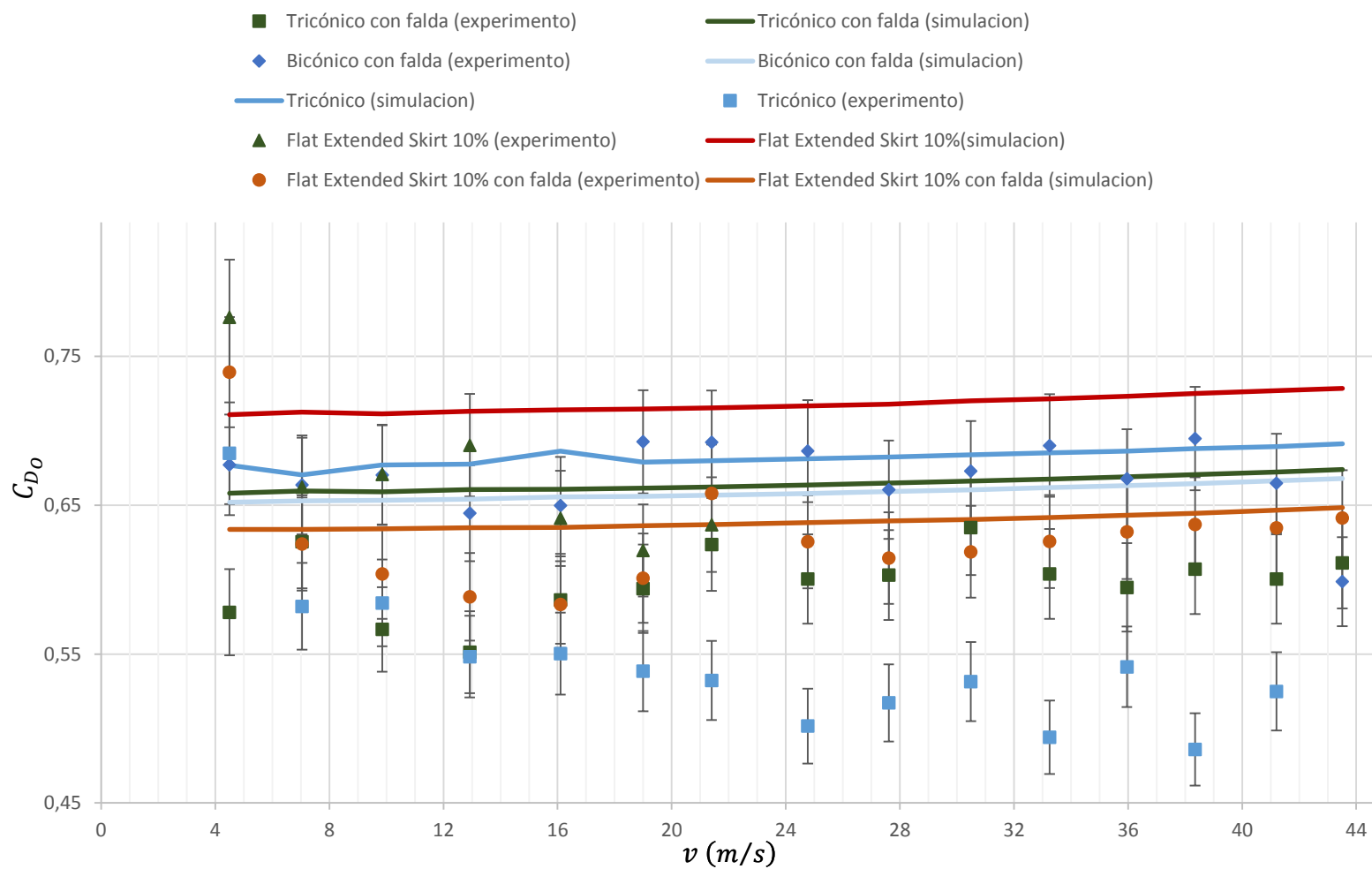
CERON, Op., Cit., p. 7

Grafica 23. Comparación de la fuerza de arrastre experimental y simulado en función de la velocidad del túnel de viento.



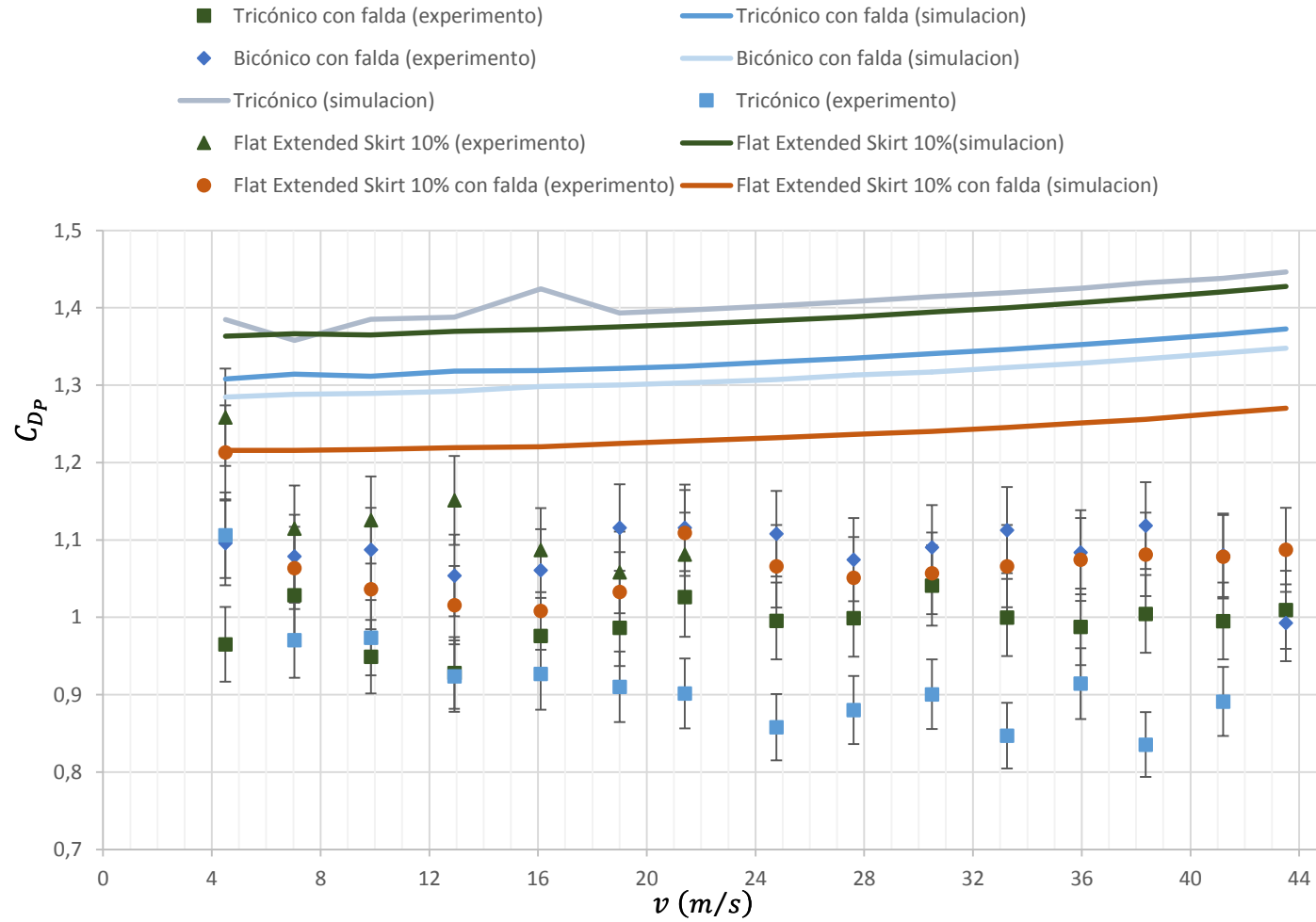
Fuente: Autores del proyecto.

Grafica 24. Comparación del coeficiente de arrastre nominal C_{D0} experimental y simulado en función de la velocidad del túnel de viento.



Fuente: Autores del proyecto.

Grafica 25. Comparación del coeficiente de arrastre proyectado C_{Dp} experimental y simulado en función de la velocidad del túnel de viento.



Fuente: Autores del proyecto.
 Tabla 29. Selección del paracaídas del cohete sonda libertador 1.

Criterios para la selección del paracaídas								
Paracaídas	Buena estabilidad	Alto arrastre	Repetitividad de Resultados	Simplicidad de manufactura y diseño	Menor cantidad de daños en pruebas	Baja rotación	Repetitividad resultados en las simulaciones	Alta confiabilidad
Cónico	3	7	8	10	5	7	0	40
Bicónico	3	8	8	10	5	8	0	42
Tricónico	7	10	8	10	10	9	9	63
Flat Extended Skirt 10%	7	10	8	10	10	9	9	63
Flat Extended Skirt 14,3%	2	2	8	10	8	8	0	38
Guide surface, ribbed	10	5	10	5	7	10	0	47
Guide surface, ribless	10	6	10	5	7	10	0	48
Cross	8	8	10	10	10	8	0	54
Supersonic -x	10	3	10	8	3	10	0	44
Disk - Gap - Band	7	8	9	8	9	8	0	49
Rotafoil	2	2	3	2	2	1	0	12
Ringsail	5	7	5	4	10	6	0	37
Ringslot	5	4	8	4	10	7	0	38
Tricónico con falda	10	9	9	9	10	10	10	67
Bicónico con falda	9	10	9	9	8	9	10	64
Cónico con falda	8	7	8	9	8	8	0	48
Flat Extended Skirt 14,3% con falda	8	7	7	9	10	7	0	48
Flat Extended Skirt 10 % con falda	10	10	10	9	10	10	10	69

Fuente: Autores del proyecto

11. SELECCIÓN Y CALCULO PARA EL PARACAÍDAS DEL COHETE SONDA LIBERTADOR 1

El cohete sonda libertador 1 de la Fundación universitaria los libertadores debe ser recuperado en buenas condiciones por medio de un sistema de recuperación que lleve a tierra una carga de 7 kg a una velocidad máxima de 8 m/s o inferior, este sistema debe soportar las fuerzas de apertura y cargas dinámicas generadas por su despliegue, para su diseño se debe tener en cuenta los siguientes cálculos:

Partiendo de la ecuación 13 de fuerza de arrastre se toma el sistema en una condición de equilibrio donde la fuerza de arrastre se iguala al peso. Para determinar el área requerida para que la velocidad de descenso sea igual o menor a los 8 m/s se realiza el despeje en función del área de la ecuación 13 donde se conoce el valor de la densidad la velocidad, el coeficiente de arrastre y el peso. Para estos cálculos se toman las velocidades de 4, 6, y 8 m/s para observar el cambio en el desempeño del paracaídas con ese rango de velocidades y en diferentes alturas.

Para el cálculo del área, el coeficiente de arrastre se obtuvo mediante las pruebas realizadas en el túnel de viento.

$$S = \frac{2W}{\rho C_D V^2}$$

Tabla 30. Resultados del área a diferentes velocidades.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>m²</i>
4	$S = \frac{2 (7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2))}{(1,2250 \text{ kg/m}^3) (0,87)(4^2 \text{ m/s})}$	$S = 8,054$
6	$S = \frac{2 (7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2))}{(1,2250 \text{ kg/m}^3) (0,87)(6^2 \text{ m/s})}$	$S = 3,579$
8	$S = \frac{2 (7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2))}{(1,2250 \text{ kg/m}^3) (0,87)(8^2 \text{ m/s})}$	$S = 2,013$

Fuente: Autores del proyecto.

La tasa equivalente de descenso a nivel del mar está dada mediante la ecuación 101

Ecuacion 101. Tasa equivalente de descenso a nivel del mar

$$V_{eo} = V \sqrt{\frac{\rho}{\rho_o}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ²⁹²

Dónde:

V_{eo} . Velocidad equivalente de descenso

V . Velocidad

ρ . Densidad

ρ_o . Densidad a nivel del mar

Tabla 31. Resultados de la tasa equivalente de descenso al nivel del mar.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>m/s</i>
4	$V_{eo} = 4 \text{ m/s} \sqrt{\frac{1,2250 \text{ kg/m}^3}{1,2250 \text{ kg/m}^3}}$	$V_{eo} = 4 \text{ m/s}$
6	$V_{eo} = 6 \text{ m/s} \sqrt{\frac{1,2250 \text{ kg/m}^3}{1,2250 \text{ kg/m}^3}}$	$V_{eo} = 6 \text{ m/s}$
8	$V_{eo} = 8 \text{ m/s} \sqrt{\frac{1,2250 \text{ kg/m}^3}{1,2250 \text{ kg/m}^3}}$	$V_{eo} = 8 \text{ m/s}$

Fuente: Autores del proyecto.

²⁹²

W. KNACKE, Op., Cit., p. 208

El área de arrastre requerido para el paracaídas se calculó mediante la ecuación 102.

Ecuación 102. Área de arrastre requerido

$$(C_D S)_o = \frac{W}{q}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual²⁹³

Dónde:

$(C_D S)_o$. Área de arrastre requerido

W . Peso del vehículo

q . Presión dinámica

Para el cálculo del área de arrastre requerido fue necesario calcular la presión dinámica máxima para el paracaídas a nivel del mar teniendo en cuenta la tasa equivalente de descenso del paracaídas con la ecuación 12.

Tabla 32. Resultados de la presión dinámica

Velocidad m/s	Calculo	Resultado Pa
4	$q = \frac{1}{2} \left(1,2250 \frac{kg}{m^3} \right) (4 m/s)^2$	$q = 9,8$
6	$q = \frac{1}{2} \left(1,2250 \frac{kg}{m^3} \right) (6 m/s)^2$	$q = 22,05$
8	$q = \frac{1}{2} \left(1,2250 \frac{kg}{m^3} \right) (8 m/s)^2$	$q = 39,2$

Fuente: Autores del proyecto.

²⁹³

Ibid., p. 359

Tabla 33. Resultados del área de arrastre requerido para el paracaídas

Velocidad m/s	Calculo	Resultado m^2
4	$(C_D S)_o = \frac{(7 \text{ kg})(9,81 \text{ m/s}^2)}{9,8 \text{ Pa}}$	$(C_D S)_o = 7,007$
6	$(C_D S)_o = \frac{(7 \text{ kg})(9,81 \text{ m/s}^2)}{22,05 \text{ Pa}}$	$(C_D S)_o = 3,114$
8	$(C_D S)_o = \frac{(7 \text{ kg})(9,81 \text{ m/s}^2)}{39,2 \text{ Pa}}$	$(C_D S)_o = 1,751$

Fuente: Autores del proyecto.

Se verifica el área nominal que se calculó inicialmente, con el coeficiente de arrastre tomado de pruebas del túnel de viento del paracaídas y el área de arrastre hallado (ecuación 103)

Ecuación 103. Verificación del área nominal.

$$S_o = \frac{(C_D S)_o}{C_{Do}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ²⁹⁴

Tabla 34. Resultados de la verificación del área nominal.

Velocidad m/s	Calculo	Resultado m^2
4	$S_o = \frac{7,007 \text{ m}^2}{0,87}$	$S_o = 8,054$
6	$S_o = \frac{3,114 \text{ m}^2}{0,87}$	$S_o = 3,579$

²⁹⁴

Ibid., p. 359

$$8 \qquad S_o = \frac{1,751 \text{ m}^2}{0,87} \qquad S_o = 2,013$$

Fuente: Autores del proyecto.

El coeficiente de arrastre varía dependiendo de la geometría del paracaídas, el diámetro es calculado para observar inicialmente es dimensionamiento con la ecuación 104

Ecuación 104. Diámetro nominal.

$$D_o = \sqrt{\frac{4(S_o)}{\pi}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual ²⁹⁵

Tabla 35. Resultados del Diámetro nominal para el paracaídas del cohete.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>m</i>
4	$D_o = \sqrt{\frac{4 (8,054 \text{ m}^2)}{\pi}}$	$D_o = 3,202$
6	$D_o = \sqrt{\frac{4 (3,579 \text{ m}^2)}{\pi}}$	$D_o = 2,134$
8	$D_o = \sqrt{\frac{4 (2,013 \text{ m}^2)}{\pi}}$	$D_o = 1,601$

Fuente: Autores del proyecto.

11.1. FUERZAS DE APERTURA EN EL PARACAÍDAS

Las fuerzas de apertura en el paracaídas son calculadas para determinar las cargas máximas en el toldo, para la selección del material y determinar el tiempo de llenado de este.

²⁹⁵ Ibid., p. 360

11.1.1. Método 1

Este método explicado en el capítulo 5 determina la fuerza del paracaídas teniendo en cuenta la carga en el toldo que está dada por la ecuación 105 para el instante en que el paracaídas inicia su llenado imagen xxxx. En el proceso de llenado el área del paracaídas es un 2,5%²⁹⁶ del área nominal del paracaídas ecuacion 106.

Ecuacion 106. Área de arrastre del paracaídas cuando se está inflando

$$(C_D S)_R = 2,5\%(C_D S)_O$$

Funete: Parachute Recovery Systems Design Manual²⁹⁷

Tabla 36. Resultados del área de arrastre del paracaídas cuando se está inflando.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>m²</i>
4	$(C_D S)_R = 2,5\% (7,007 \text{ m}^2)$	$(C_D S)_R = 0,175$
6	$(C_D S)_R = 2,5\% (3,114 \text{ m}^2)$	$(C_D S)_R = 0,077$
8	$(C_D S)_R = 2,5\% (1,751 \text{ m}^2)$	$(C_D S)_R = 0,043$

Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 105. Carga en el toldo

$$C_T = \frac{W}{(C_D S)_R}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual²⁹⁸

²⁹⁶ Ibid., p. 369

²⁹⁷ Ibid., p. 369

²⁹⁸ Ibid., p. 391

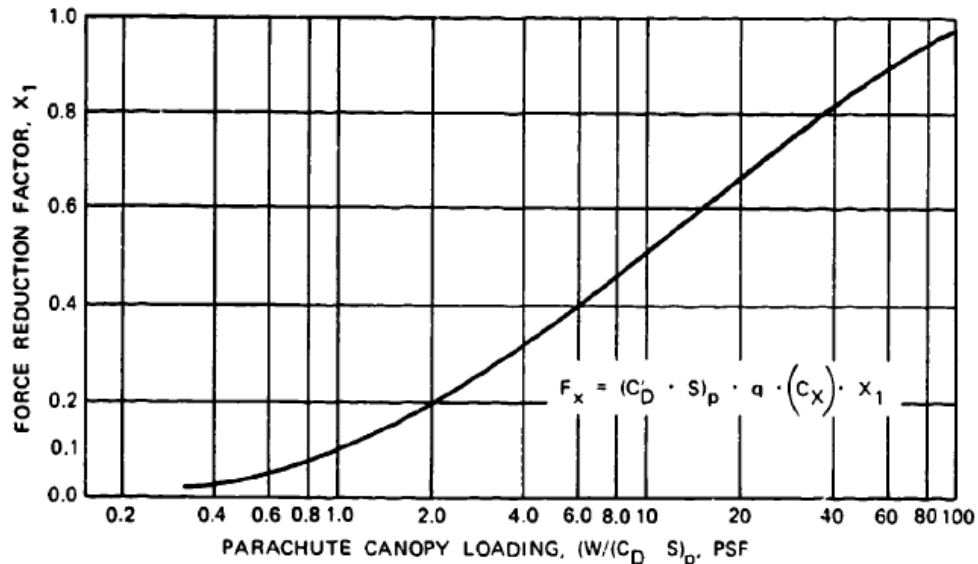
Tabla 37. Resultados de la carga en el toldo

Velocidad m/s	Calculo	Resultado Pa
4	$C_T = \frac{7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2)}{0,175 \text{ m}^2}$	$C_T = 392$
6	$C_T = \frac{7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2)}{0,077 \text{ m}^2}$	$C_T = 882$
8	$C_T = \frac{7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2)}{0,043 \text{ m}^2}$	$C_t = 1568$

Fuente: Autores del proyecto.

Con el valor que se obtuvo de la ecuación anterior se interpola cada resultado para determinar el factor de reducción de la fuerza X_1 en la apertura del paracaídas, por medio de la imagen 144. (Fue necesario la conversión de las unidades a sistema ingles).

Imagen 144. Grafica de la carga en el paracaídas versus el factor de reducción.



Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual²⁹⁹

La fuerza de apertura en el paracaídas es calculada con la ecuación 107, el factor C_X se observa en la tabla 5.

Ecuación 107. Fuerza de apertura.

$$F_R = (C_D S)_R q C_X X_1$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰⁰

Tabla 38. Resultados de la fuerzas de apertura.

Velocidad m/s	Calculo	Resultado N
4	$F_R = (0,175 m^2)(9,8 Pa)(1,4) (0,33)$	$F_R = 0,793$
6	$F_R = (0,077 m^2)(22,05 Pa)(1,4) (0,479)$	$F_R = 1,153$
8	$F_R = (0,043 m^2)(39,2 Pa)(1,4) (0,714)$	$F_R = 1,717$

Fuente: Autores del proyecto.

11.1.2. Método 2.

En este método se calcula el tiempo de apertura del paracaídas dependiendo del instante de la apertura del cual depende el área rizada del paracaídas (*Reefing*) en el que se determina el tiempo inicial del inflado

Ecuación 108. Tiempo inicial de apertura del paracaídas.

$$t_{f\ 0-1} = \frac{n D_O}{V_O} \sqrt{\frac{(C_D S)_R}{(C_D S)_O}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰¹

Donde:

$t_{f\ 0-1}$. Tiempo inicial de apertura del paracaídas

³⁰⁰ Ibid., p. 134

³⁰¹ Ibid., p. 134

n . Constante de llenado

$V_o = 1 \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$. Velocidad en el instante de apertura, teniendo en cuenta que los datos son tomados a nivel del mar esta velocidad es 1

D_o . Diámetro nominal

$(C_D S)_R$. Área de arrastre durante el *reffing*

$(C_D S)_o$. Área de arrastre nominal

Tabla 39. Tiempo inicial de apertura del paracaídas.

Velocidad m/s	Calculo	Resultado s
4	$t_{f\ 0-1} = \frac{17\ (3,202\ m)}{1} \sqrt{\frac{0,175\ m^2}{7,007\ m^2}}$	$t_{f\ 0-1} = 8,607$
6	$t_{f\ 0-1} = \frac{17\ (2,134\ m)}{1} \sqrt{\frac{0,077\ m^2}{3,114\ m^2}}$	$t_{f\ 0-1} = 5,738$
8	$t_{f\ 0-1} = \frac{17\ (1,601\ m)}{1} \sqrt{\frac{0,043\ m^2}{1,751\ m^2}}$	$t_{f\ 0-1} = 4,303$

Fuente: Autores del proyecto.

Con el tiempo de apertura inicial del paracaídas se procede a hallar el parámetro balístico con el cual se determina el factor de reducción (X_1) de la fuerza de apertura del paracaídas donde se tiene en cuenta su forma y clasificación, para calcular la fuerza de apertura inicial en el toldo.

Ecuación 109. Parámetro balístico.

$$A = \frac{2W}{(C_D S)_R \rho\ g\ t_{f\ 0-1}\ V_o}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰²

³⁰² Ibid., p. 137

Tabla 40. Resultados del parámetro balístico.

Velocidad m/s	Calculo	Resultado
4	$A = \frac{2 (7 \text{ kg}) (9,81 \text{ m/s}^2)}{(0,175 \text{ m}^2) \left(1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) (8,607 \text{ s}) \left(1 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)}$	$A = 0,772$
6	$A = \frac{2 (7 \text{ kg}) (9,81 \text{ m/s}^2)}{(0,175 \text{ m}^2) \left(1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) (8,607 \text{ s}) \left(1 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)}$	$A = 2,607$
8	$A = \frac{2 (7 \text{ kg}) (9,81 \text{ m/s}^2)}{(0,175 \text{ m}^2) \left(1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) (8,607 \text{ s}) \left(1 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)}$	$A = 6,180$

Fuente: Autores del proyecto.

Con el parámetro balístico se halla el factor X_1 con la gráfica xxx, El coeficiente de la fuerza de apertura (C_X) es tomado dela tabla 5.

Ecuación 110. Fuerza de apertura con el nuevo coeficiente de fuerza de apertura

$$F_R = (C_D R)_R q_1 C_X X_1$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰³

Tabla 41. Resultados de la fuerza de apertura con el nuevo coeficiente de fuerza de apertura.

Velocidad m/s	Calculo	Resultado N
4	$F_R = (0,175 \text{ m}^2)(9,8 \text{ Pa})(1,4) (0,263)$	$F_R = 0,632$
6	$F_R = (0,077 \text{ m}^2)(22,05 \text{ Pa})(1,4) (0,528)$	$F_R = 1,271$

³⁰³ Ibid., p. 391

$$8 \quad F_R = (0,043 \text{ m}^2)(39,2 \text{ Pa})(1,4) (0,809) \quad F_R = 1,944$$

Fuente: Autores del proyecto.

Para hallar la fuerza de apertura en otra etapa del inflado del paracaídas es necesario calcular la presión dinámica en un punto 2, donde se tiene en cuenta el área de arrastre requerida en el estado de rizado (*reefing*) durante el despliegue.

Ecuación 111. Presión dinámica en un punto 2

$$q_2 = 1.1 \frac{W}{(C_D S)_R}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰⁴

Tabla 42. Resultado de la presión dinámica en un punto 2.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>Pa</i>
4	$q_2 = 1.1 \frac{(7 \text{ kg}) (9,81 \text{ m/s}^2)}{0,175 \text{ m}^2}$	$q = 430,760$
6	$q_2 = 1.1 \frac{(7 \text{ kg}) (9,81 \text{ m/s}^2)}{0,007 \text{ m}^2}$	$q = 969,211$
8	$q_2 = 1.1 \frac{(7 \text{ kg}) (9,81 \text{ m/s}^2)}{0,043 \text{ m}^2}$	$q = 1723,041$

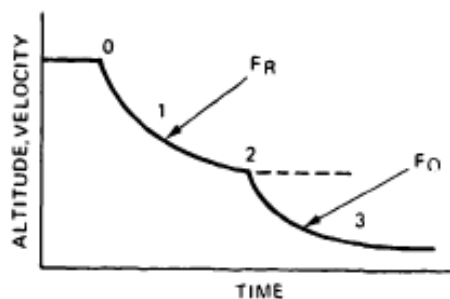
Fuente: Autores del proyecto.

El factor (y) es el parámetro que está en función del coeficiente de arrastre,³⁰⁵ es calculado para hallar la velocidad en la secuencia de inflado 2 del paracaídas imagen (145).

³⁰⁴ Ibid., p. 371

³⁰⁵ E. G. Ewing, Op., Cit., p. 208

Imagen 145. Inflado 2 del paracaídas.



Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰⁶

Ecuación 112. Factor (y)

$$y = \frac{D_0}{\frac{\sqrt{W_T}}{V_{eo}} \frac{1}{\sqrt{\sigma}}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰⁷

Tabla 43. Factor (y).

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>m/kg</i>
4	$y = \frac{3,202 \text{ m}}{\frac{\sqrt{7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2)}}{4 \text{ m/s}} \sqrt{1}}$	$y = 1,545$
6	$y = \frac{2,134 \text{ m}}{\frac{\sqrt{7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2)}}{6 \text{ m/s}} \sqrt{1}}$	$y = 0,631$
8	$y = \frac{1,601 \text{ m}}{\frac{\sqrt{7 \text{ kg } (9,81 \text{ m/s}^2)}}{8 \text{ m/s}} \sqrt{1}}$	$y = 0,546$

Fuente: Autores del proyecto.

³⁰⁶ W. KNACKE, Op., Cit., p. 367

³⁰⁷ Ibid., p. 209

La velocidad en el punto 2 está dada para determinar el tiempo de llenado del paracaídas en ese punto. (Ecuación 113)

Ecuación 113. Velocidad en el punto 2

$$V_2 = \sqrt{q} y \frac{1}{\sqrt{\sigma}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰⁸

Tabla 44. Resultados de la velocidad en el punto 2.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>m/s</i>
4	$V_2 = \sqrt{(430,760 \text{ Pa}) (1,545 \text{ m/kg})} \frac{1}{\sqrt{\frac{1,225 \text{ kg/m}^3}{1,225 \text{ kg/m}^3}}}$	$V_2 = 25,804$
6	$V_2 = \sqrt{(969,211 \text{ Pa}) (0,631 \text{ m/kg})} \frac{1}{\sqrt{\frac{1,225 \text{ kg/m}^3}{1,225 \text{ kg/m}^3}}}$	$V_2 = 24,731$
8	$V_2 = \sqrt{(1723,041 \text{ Pa}) (0,546 \text{ m/kg})} \frac{1}{\sqrt{\frac{1,225 \text{ kg/m}^3}{1,225 \text{ kg/m}^3}}}$	$V_2 = 30,686$

Fuente: Autores del proyecto.

El tiempo de llenado del paracaídas en el punto de 2-3 se calculó para determinar el parámetro balístico y con este la fuerza de apertura generada en este punto de inflación por el paracaídas.

Ecuación 114. Tiempo de llenado del paracaídas en el punto 2-3.

$$t_f = t_{2-3} = \frac{n D}{V_2} \sqrt{\frac{(C_D R)_O - (C_D R)_R}{(C_D R)_O}}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³⁰⁹

³⁰⁸ Ibid., p. 371

³⁰⁹ Ibid., p. 372

Tabla 45. Resultados del tiempo de llenado del paracaídas en el punto 2-3.

Velocidad m/s	Calculo	Resultado s
4	$t_f = t_{2-3} = \frac{5 (3,202 \text{ m})}{25,804 \text{ m/s}} \sqrt{\frac{7,007 \text{ m}^2 - 0,175 \text{ m}^2}{7,007 \text{ m}^2}}$	$t_{2-3} = 0,612$
6	$t_f = t_{2-3} = \frac{5 (2,134 \text{ m})}{24,731 \text{ m/s}} \sqrt{\frac{3,114 \text{ m}^2 - 0,077 \text{ m}^2}{3,114 \text{ m}^2}}$	$t_{2-3} = 0,426$
8	$t_f = t_{2-3} = \frac{5 (1,601 \text{ m})}{30,686 \text{ m/s}} \sqrt{\frac{1,751 \text{ m}^2 - 0,043 \text{ m}^2}{1,751 \text{ m}^2}}$	$t_{2-3} = 0,257$

Fuente: Autores del proyecto.

El parámetro balístico en función del tiempo de llenado en el punto 2-3 se calculó mediante la ecuación xxx

Ecuación 115. Parámetro balístico en función del tiempo de llenado en el punto 2-3

$$A = \frac{2W}{(C_D S)_{2-3} \rho g t_{2-3} V_o}$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³¹⁰

Tabla 46. Resultados del parámetro balístico en función del tiempo de llenado en el punto 2-3.

Velocidad m/s	Calculo	Resultado
4	$A = \frac{2 (7 \text{ kg})(9,81 \text{ m/s}^2)}{(6,831 \text{ m}^2) \left(1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) (0,612 \text{ s}) \left(25,804 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)}$	$A = 0,105$

³¹⁰ Ibid., p. 371

$$6 \quad A = \frac{2 (7 \text{ kg})(9,81 \text{ m/s}^2)}{(3,036 \text{ m}^2) \left(1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) (0,426 \text{ s}) \left(24,731 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)} \quad A = 0,357$$

$$8 \quad A = \frac{2 (7 \text{ kg})(9,81 \text{ m/s}^2)}{(1,707 \text{ m}^2) \left(1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}\right) \left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) (0,257 \text{ s}) \left(30,686 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)} \quad A = 0,846$$

Fuente: Autores del proyecto.

La fuerza de apertura en el punto 2-3 fue calculada por medio de la ecuación xxx.

Ecuación 116. Fuerza de apertura en el punto 2-3

$$F_o = (C_D R)_{2-3} q_2 C_X X_1$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³¹¹

Tabla 47. Resultados de la fuerza de apertura en el punto 2-3.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>N</i>
4	$F_o = (6,831 \text{ m}^2) (430,760 \text{ Pa}) (1,4) (0,06)$	$F_o = 247,206$
6	$F_o = (3,036 \text{ m}^2) (969,211 \text{ Pa}) (1,4) (0,2)$	$F_o = 824,023$
8	$F_o = (1,707 \text{ m}^2) (1723,041 \text{ Pa}) (1,4) (0,4)$	$F_o = 1648,046$

Fuente: Autores del proyecto.

El factor de seguridad o factor de diseño fue tomado con valor de 1,5 para garantizar en un mayor porcentaje los diferentes ciclos de uso del paracaídas.

La tensión generada en el toldo fue calculada con el fin de conocer las cargas a las que será sometido, (ecuación 117)

³¹¹ Ibid., p. 371

Ecuación 117. Tensión generada en el toldo.

$$t_c = \frac{F_o}{D_p} DS$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³¹²

Tabla 48. Resultados de la tensión generada en el toldo.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>N/m</i>
4	$t_c = \frac{247,206 \text{ N}}{(1,921 \text{ m})} 1,5$	$t_c = 192,989$
6	$t_c = \frac{824,023 \text{ N}}{(1,280 \text{ m})} 1,5$	$t_c = 964,949$
8	$t_c = \frac{1648,046 \text{ N}}{(0,960 \text{ m})} 1,5$	$t_c = 2573,199$

Fuente: Autores del proyecto.

Cuando el paracaídas se encuentra en estado de inflado *reffing* se presenta mayor concentración de cargas y fuerzas³¹³ por lo cual la tensión fue calculada en función del coeficiente de arrastre en fase de inflado *reffing*. (ecuacion xxx), pero para obtener este valor fue primero necesario realizar el cálculo del diámetro proyectado cuando el paracaídas se encuentra en estado *reffing*. (ecuacion 118).

Ecuación 118. Diámetro proyectado cuando el paracaídas está en fase *reffing*.

$$D_{P \text{ ref}} = D_o \sqrt{\frac{(C_D R)_R}{(C_D R)_O}} C$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³¹⁴

³¹² Ibid., p. 378

³¹³ Ibid., p. 378

³¹⁴ Ibid., p. 379

Tabla 49. Resultados del diámetro proyectado cuando el paracaídas está en fase *reffing*.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>m</i>
4	$D_{P\ ref} = 3,202\ m \sqrt{\frac{0,175\ m^2}{7,007\ m^2}}\ 0,6$	$D_{P\ ref} = 0,303$
6	$D_{P\ ref} = 2,134\ m \sqrt{\frac{0,077\ m^2}{3,114\ m^2}}\ 0,6$	$D_{P\ ref} = 0,202$
8	$D_{P\ ref} = 1,601\ m \sqrt{\frac{0,043\ m^2}{1,751\ m^2}}\ 0,6$	$D_{P\ ref} = 0,151$

Fuente: Autores del proyecto.

Ecuación 119. Tensión en el toldo en fase *reffing*.

$$t_c = \frac{F_o}{D_{P\ ref}} FD$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³¹⁵

Tabla 50. Resultados de la tensión en el toldo en fase *reffing*.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>N/m</i>
4	$t_c = \frac{247,206\ N}{0,303\ m}\ 1,5$	$t_c = 1220,575$
6	$t_c = \frac{824,023\ N}{0,202\ m}\ 1,5$	$t_c = 6102,879$

³¹⁵ Ibid., p. 378

8

$$t_c = \frac{1648,046 \text{ N}}{0,151 \text{ m}} 1,5$$

$$t_c = 16274,344$$

Fuente: Autores del proyecto.

La fuerza (F_{VT}) fue calculada para observar la tensión ejercida en las costuras del agujero de estabilidad del paracaídas. (Imagen 146)

Imagen 146. Tensión en las costuras del agujero de estabilidad.

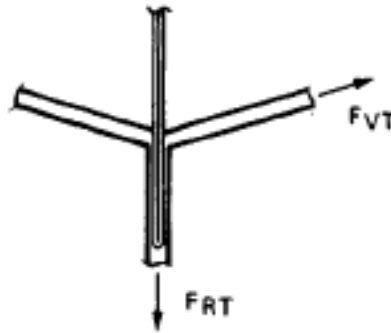


FIGURE 7-11. Vent-Tape Geometry.

Fuente: autores del proyecto.

Ecuación 120. Tensión ejercida en las costuras del agujero de estabilidad

$$F_{VT} = \frac{F_o}{N_{SL} 2 \sin\left(\frac{360}{N_{SL}}\right)} FD$$

Fuente: Parachute Recovery Systems Design Manual³¹⁶

Tabla 51. Resultados de la tensión ejercida en las costuras del agujero de estabilidad.

Velocidad <i>m/s</i>	Calculo	Resultado <i>N</i>
4	$F_{VT} = \frac{247,206 \text{ N}}{(16) 2 \sin\left(\frac{360}{16}\right)} 1,5$	$F_{VT} = 30,280$

³¹⁶ Ibid., p. 379

$$6 \qquad F_{VT} = \frac{824,023 \text{ N}}{(16) \cdot 2 \sin\left(\frac{360}{16}\right)} \cdot 1,5 \qquad F_{VT} = 100,934$$

$$8 \qquad F_{VT} = \frac{1648,046 \text{ N}}{(16) \cdot 2 \sin\left(\frac{360}{16}\right)} \cdot 1,5 \qquad F_{VT} = 201,869$$

Fuente: Autores del proyecto.

12. DIMENSIONAMIENTO DEL PARACAÍDAS

Para los cálculos del paracaídas se seleccionó una velocidad de 6 m/s con base al área del paracaídas, las cargas en el toldo, las fuerzas de apertura, el costo y el tamaño adecuado para la disposición dentro del contendor.

Con base a lo expuesto anteriormente el dimensionamiento del paracaídas se calculó a partir del diámetro nominal (ecuación 41) y el área nominal (ecuación 42) calculados en el capítulo 10, los cuales se exponen a continuación.

$$D_o = 2,1348 \text{ m}$$

$$S_o = 3,5796 \text{ m}^2$$

El procedimiento de las ecuaciones de las 41 a la 44 para este paracaídas, son expuestos a continuación

$$S_v = 0,01 (3,5796 \text{ m}^2)$$

$$S_v = 0,0357 \text{ m}^2$$

$$D_v = \sqrt{\frac{(0,0357 \text{ m}^2) 4}{\pi}}$$

$$D_v = 0,2135 \text{ m}$$

$$R_v = 0,2135 \text{ m}/2$$

$$R_v = 0,10675 \text{ m}$$

A continuación se expone los cálculos de las ecuaciones de la 52 a la 55 para la continuación del dimensionamiento del paracaídas

$$h_1 = \left[\frac{3,5796 \text{ m}^2}{16 \tan \left(\frac{180^\circ}{16} \right)} \right]^{\frac{1}{2}}$$

$$h_1 = 1,0605 \text{ m}$$

$$h_1 - R_V = 1,0605 \text{ m} - R_V$$

$$h_1 - R_V = 1,0605 \text{ m} - 0,10675 \text{ m}$$

$$h_1 - R_V = 0,9537 \text{ m}$$

$$h_2 = 0,2 (1,0605 \text{ m})$$

$$h_2 = 0,2121 \text{ m}$$

$$a_1 = a_2 = 90^\circ - \frac{180^\circ}{16}$$

$$a_1 = a_2 = 78,75^\circ$$

$$e_1 = 2(1,0605 \text{ m}) \tan 180^\circ/16$$

$$e_1 = 0,4219 \text{ m}$$

$$e_s = 0,8 (0,4219 \text{ m})$$

$$e_s = 0,3375 \text{ m}$$

Para el dimensionamiento de la falda del paracaídas seleccionado se usaron las ecuaciones 86 y 87.

$$h_2 = 0,113 (1,0605 \text{ m})$$

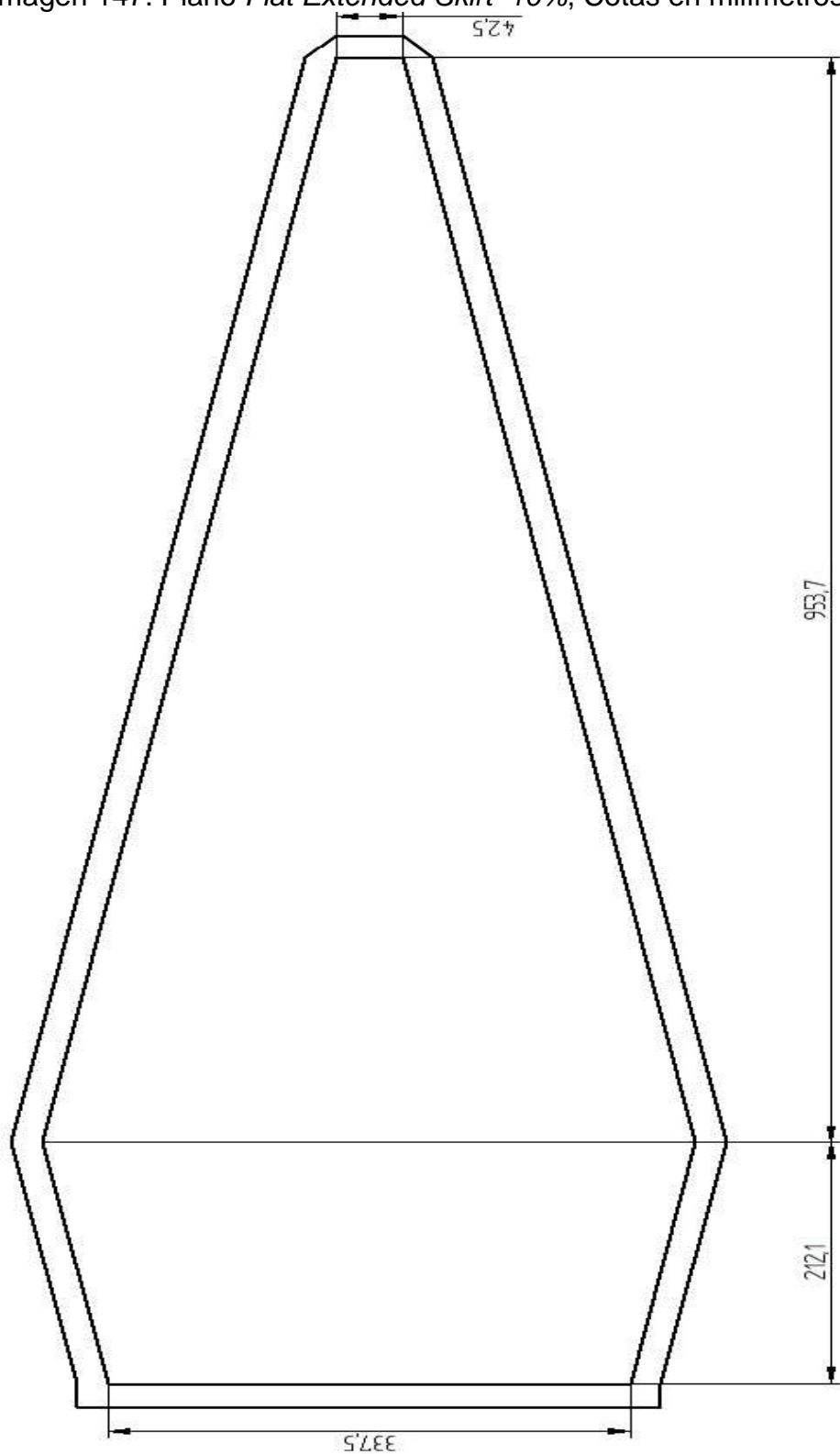
$$h_2 = 0,12 \text{ m}$$

$$h_3 = 0,33 (1,0605 \text{ m})$$

$$h_3 = 0,34 \text{ m}$$

De acuerdo a los resultados obtenidos con las ecuaciones se dibujó el plano del paracaídas tipo full extended 10% para su pertinente construcción (Imagen 147).

Imagen 147. Plano *Flat Extended Skirt* 10%, Cotas en milímetros.



Fuente: autores del proyecto

Se realizó la ficha técnica del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 10%, donde se observa sus diferentes características de dimensionamiento

- Tabla 52. Ficha técnica del paracaídas tipo Flat Extended Skirt 10% del cohete.

Nombre	Flat Extended Skirt 10%
Aplicación general	Descenso
Régimen de operación	Subsónico
Rango del coeficiente de arrastre	0,78 - 0,87
Peso (gr)	895,2
Peso (N)	8,781
l_e - Longitud cuerdas (m)	51,2
D_O - Diámetro nominal (m)	2,1348
D_P - Diámetro proyectado (m)	1,4516
D_C - Diámetro de construcción (m)	1,8359
D_V - Diámetro del orificio estabilizador (m)	0,2135
S_P - Área proyectada (m^2)	1,6549
S_O - Área nominal (m^2)	3,5796
S_V - Área del orificio estabilizador (m^2)	0,0357
Espesor de la tela (mm)	0,10

Fuente: Autores del Proyecto.

13. CONSTRUCCIÓN DEL PARACAÍDAS.

Para la construcción del paracaídas es necesario un buen espacio de trabajo dependiendo del tamaño del paracaídas a construir, una máquina de coser, tijeras y cortadores utilizables en textiles, hilo de nylon, cuerdas y accesorio textiles del material seleccionado, herramientas de medida, cinta para tela, marcadores para tela, entre otros.

En la tabla 53 se observa la cantidad mínima requerida de cada material necesario para construcción del paracaídas, con base a los cálculos obtenidos en capítulos anteriores.

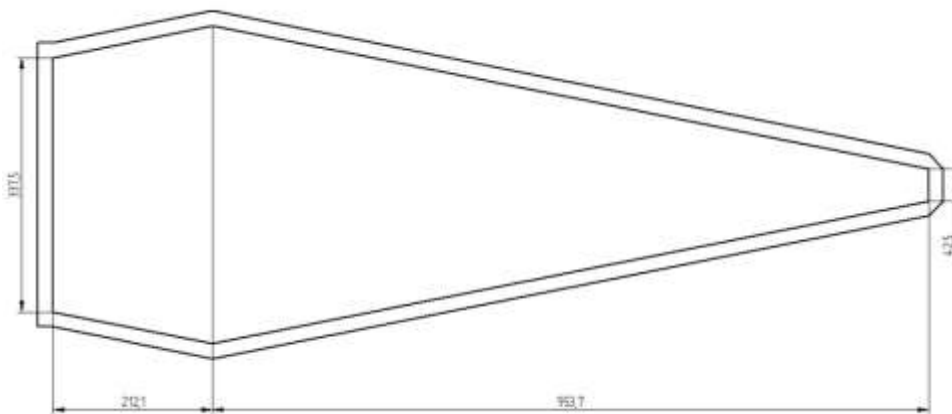
Tabla 53. Cantidad mínima de material.

Material	Cantidad mínima requerida
Tela (m ²)	8
Cuerdas (m)	10
Arnéses	4
Máquina de coser	1
cinta	1

Fuente: Autores del proyecto.

El plano de la imagen 51 obtenido en el capítulo 12 es modificado trazando un borde entre 2 y 3 cm hacia el exterior con el fin de manejar el reborde para las costuras (imagen 148)

Imagen 148. Reborde del plano para la costura.



Fuente: Autores del Proyecto.

La imagen 148 es cortada a laser en escala 1:1 en material acrílico (imagen 149).

Imagen 149. Corte a escala



Fuente: Autores del Proyecto

Luego de obtener los moldes (imagen 149) se traza la geometría sobre la tela, tanto las líneas interiores como exteriores para su debida costura (imagen 150)

Imagen 150. Trazado del gajo en la tela.



Fuente: Autores del Proyecto

Luego de tener todas las partes dibujadas en la tela se pasa a recortar (imagen 151) y a realizar una primera costura en la parte inferior y superior del gajo para evitar que la tela se deshilache (imagen 152 e imagen 153).

Imagen 151. Recortado de la geometría en la tela.



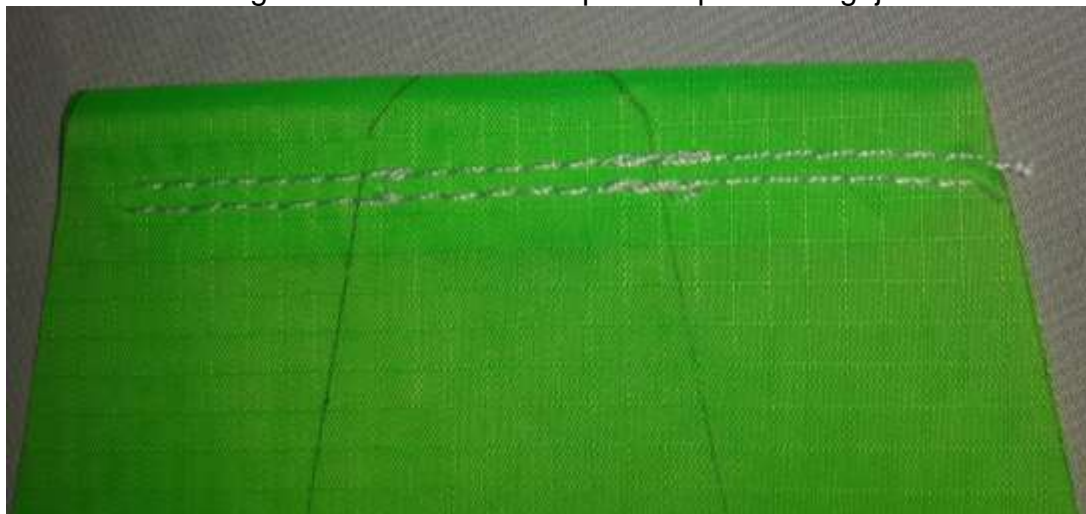
Fuente: Autores del Proyecto

Imagen 152. Costura de la parte inferior del gajo.



Fuente: Autores del Proyecto.

Imagen 153. Costura de la parte superior del gajo.



Fuente: Autores del Proyecto.

Se unen los gajos de a dos cara a cara para la costura entre gajo y gajo (imagen 154) pertinentemente entre par y par, así sucesivamente hasta formar el toldo (imagen 155)

Imagen 154. Unión entre dos gajos.



Fuente: Autores del Proyecto.

Imagen 155. Unión entre pares de gajos.



Fuente: Autores del Proyecto.

La costura debe ser doble para aumentar la resistencia y seguridad del paracaídas (imagen 156)

Imagen 156. Costura doble.



Fuente: Autores del Proyecto.

Las cuerdas son medidas (teniendo en cuenta que dos conforman una sola incluyendo la cantidad de cuerda que va unido al toldo) (imagen 157), luego de

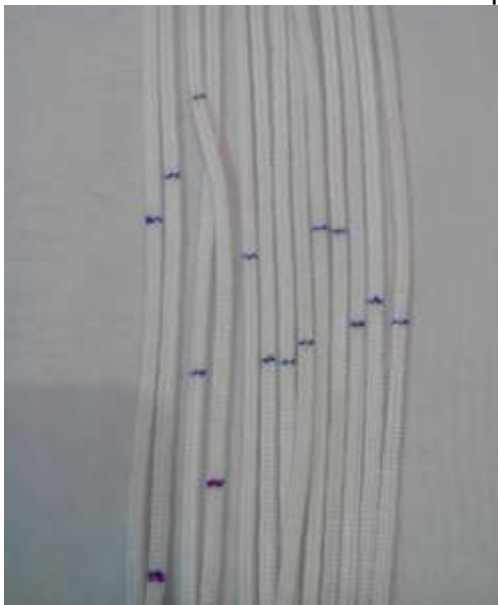
cortadas las líneas se marca sobre la tela la ubicación de estas con el fin de mantener la igualdad en la longitud (imagen 158)

Imagen 157. Medición de las líneas de suspensión.



Fuente: Autores del Proyecto

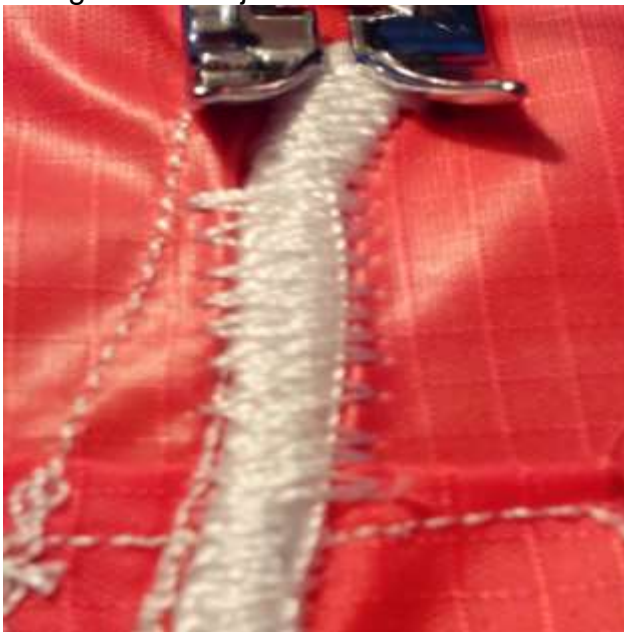
Imagen 158. Marcas en las líneas de suspensión.



Fuente: Autores del Proyecto.

La costura de las líneas debe ser de tipo cruzada como se observa en el capítulo 6, para asegurar la sujeción de las líneas al toldo (imagen 159).

Imagen 159. Sujeción de las líneas al toldo.



Fuente: Autores del Proyecto.

Luego se dibuja (imagen 160) y corta (imagen 161) la falda de acuerdo a las dimensiones halladas anteriormente y se realiza la costura de los bordes para evitar que la tela de deshilache (imagen 162).

Imagen 160. Dibujo de la falda sobre la tela.



Fuente: Autores del Proyecto.

Imagen 161. Cortada de la falda en la tela.



Fuente: Autores del Proyecto.

Imagen 162. Costura de los bordes de la falda.



Fuente: Autores del Proyecto

Se procede a marcar sobre las líneas de suspensión la ubicación de la falda con respecto a la cuerda (imagen 163) y luego se une la falda con las líneas por medio de una costura tipo cruzada (imagen 164)

Imagen 163. Marca de ubicación de las líneas en la falda.



Fuente: Autores del Proyecto.

Imagen 164. Costura de la falda con las líneas.



Fuente: Autores del Proyecto

En la imagen 165 se observa el paracaídas construido y totalmente proyectado, el paracaídas totalmente plegado tiene una longitud de 0,40 m (imagen 165.b) con un peso total del paracaídas de 895,2 gramos. (Imagen 165.c)

Imagen 165.a Paracaídas proyectado.



Fuente: Autores del Proyecto.

Imagen 165.b longitud del paracaídas plegado..



Fuente: Autores del Proyecto.

Imagen 165.c Peso total del paracaídas.



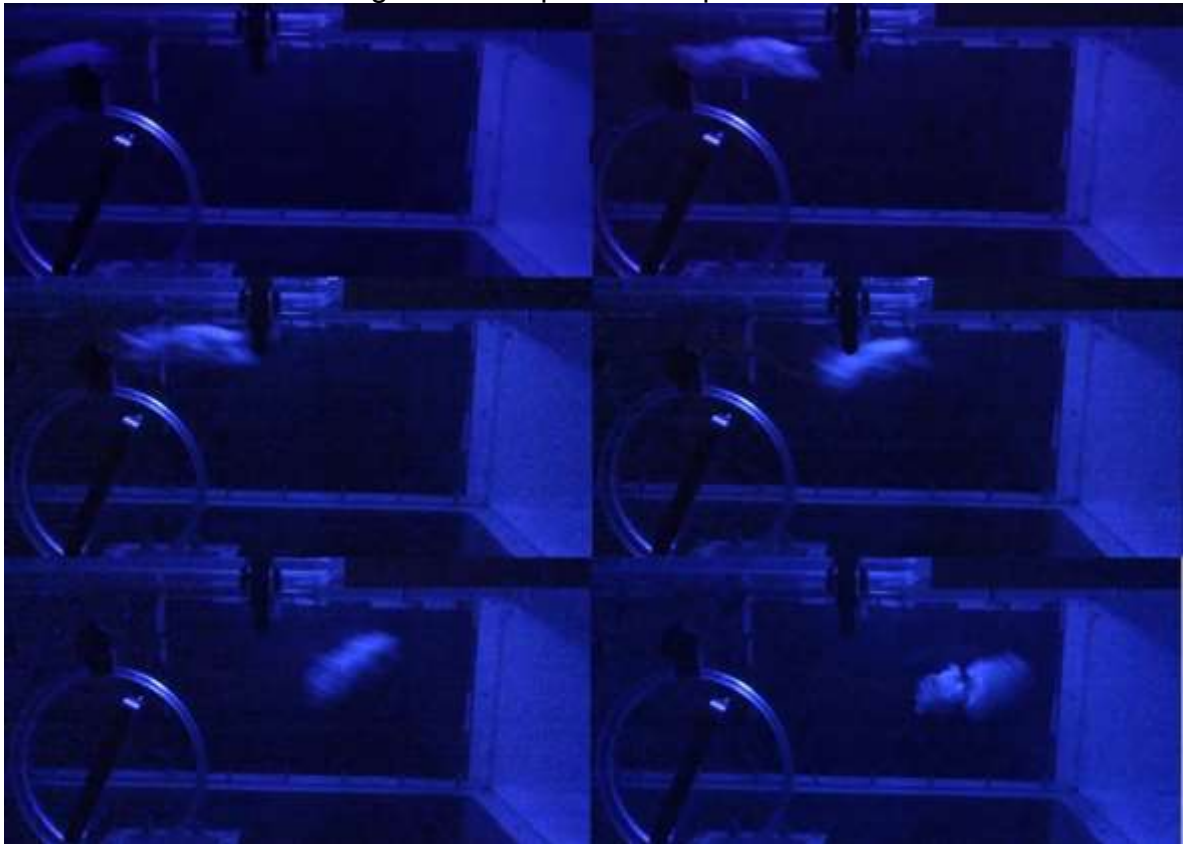
Fuente: Autores del Proyecto.

14. PROCESO DE DESPLIEGUE DEL PARACAÍDAS

Un proceso importante que es necesario para la identificación de problemas en la apertura del paracaídas, es su despliegue donde se observan los fenómenos que realmente ocurren en el paracaídas desde su inicio hasta el final, estos fenómenos no son perceptible por el ojo humano debido al poco tiempo que tiene este proceso, (despliegue del paracaídas), en este capítulo se muestra como inicia el despliegue de un paracaídas hasta el momento que ocurra la apertura final, es decir cuando está totalmente lleno (imagen 166), Para la prueba de despliegue en el túnel de viento de la F.U.L.L. Se implementó el paracaídas Flat extended skirt 10% con falda diseñado por los autores del proyecto en el cual se realizó un modelo a escala del cohete sonda libertador 1 donde se ubicó el paracaídas en su compartimiento. En la prueba se usó una cámara de alta velocidad de 1000 Fotogramas por segundo FPS para observar el desempeño del paracaídas en su despliegue y apertura.

Inicialmente el paracaídas está envuelto en un compartimento dentro del cohete para la eyección de este, luego de ser expulsado se observa el inicio del despliegue del sistema donde se puede detallar que el paracaídas oscila debido al contacto del flujo con las líneas.

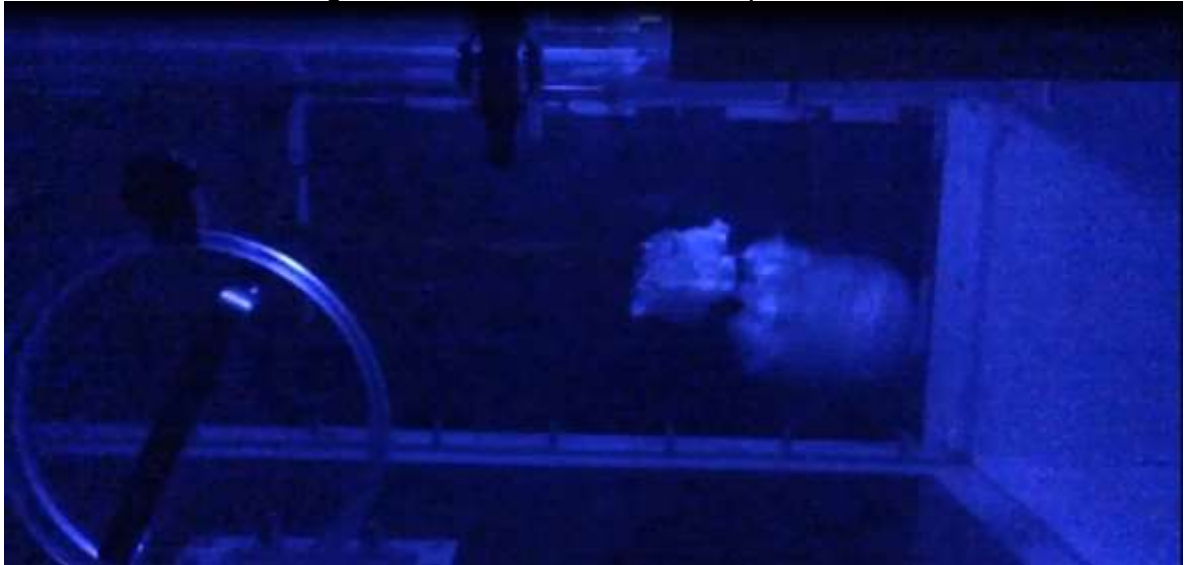
Imagen 166. Expulsión del paracaídas.



Fuente: autores del proyecto.

El paracaídas llega hasta la máxima longitud de la líneas donde estas experimentan una tensión al iniciar el inflado, por la perturbación el toldo se despliega inicialmente por el ingreso de aire por la parte inferior (imagen 167)

Imagen 167. Inicio del inflado del paracaídas.



Fuente: autores del proyecto.

El flujo de aire se mueve alrededor del toldo llegando a estancarse en la zona de menor área (imagen 168) bajando hacia la zona de mayor área del toldo.

Debido a la velocidad del flujo de aire en el toldo se crea una presione estática dentro del toldo donde este toma una forma semiesférica en su parte superior³¹⁷ (imágenes 169)

Llegando a la falda el paracaídas continua su inflado tomando su forma geométrica característica del tipo del paracaídas el impacto del flujo con la falda se observa en el llenado del toldo y a medida que el flujo de aire ingresa a el toldo el alcanza su máximo diámetro inflado donde este genera la expansión del toldo que crea una tensión estructural en las líneas (imagen 170).

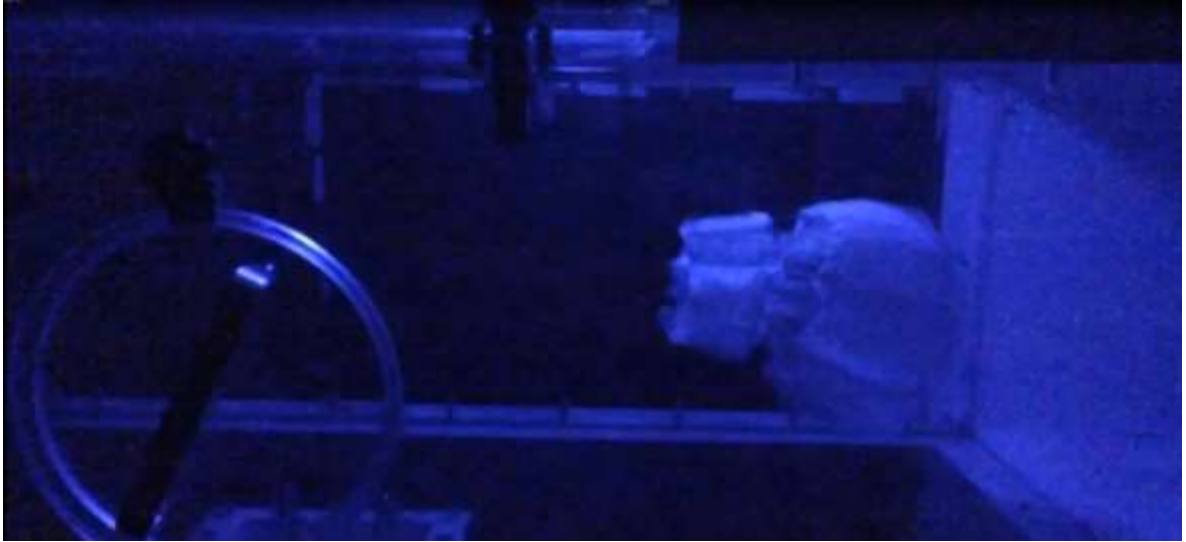
³¹⁷ W.KNACKE. Op., Cit., p. 121

Imagen 168. Inflado del toldo en la parte de menor área.



Fuente: autores del proyecto.

Imagen 169. Semiesfera en el toldo creada por la presión estática.

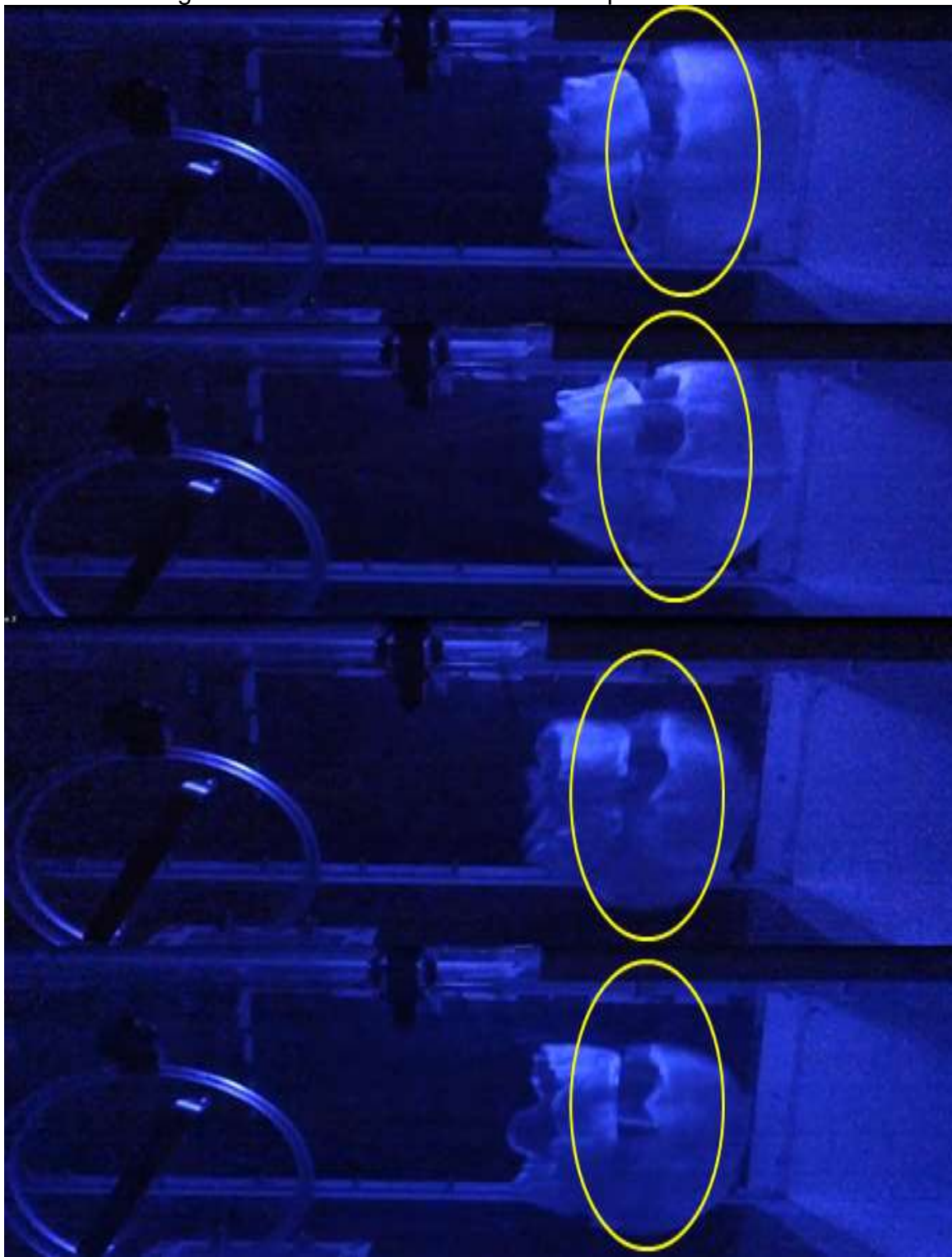


Fuente: autores del proyecto.

El toldo del paracaídas se llena totalmente de aire obteniendo la geometría inflada en el cual ocurre un estancamiento momentáneo del flujo de aire debido a la dinámica del aire circundante, el paracaídas toma su forma geométrica final (imagen 171) ³¹⁸ en el proceso de inflado se observaron las características del paracaídas desde cuando inicia el despliegue hasta el final del mismo obteniendo la geometría final del paracaídas *Flat Extended al 10%* en este experimento se realizó la simulación de la expulsión del paracaídas del compartimento del cohete.

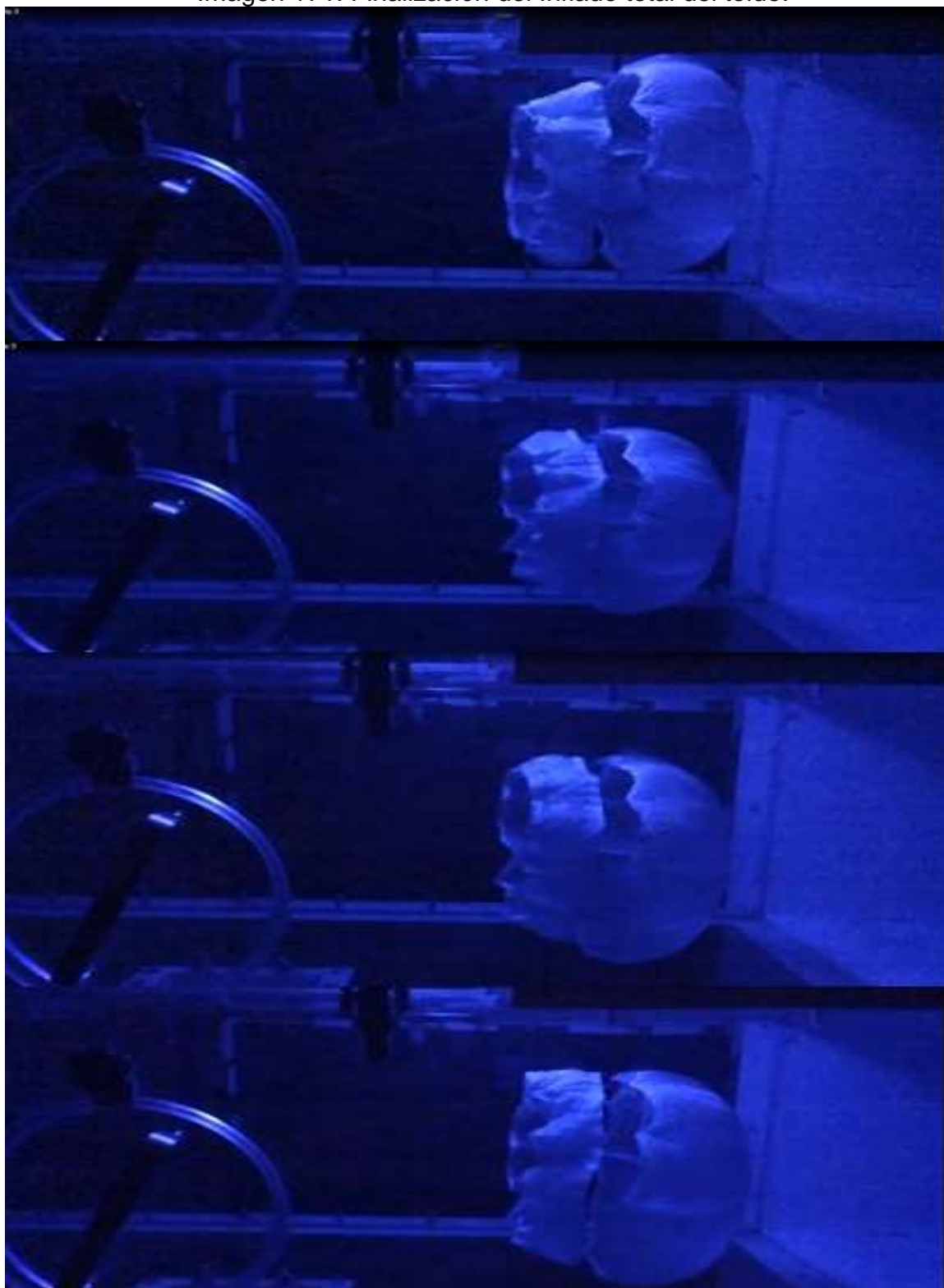
³¹⁸ Ibid., p. 120

Imagen 170. Tensión en las líneas en el proceso de inflado.



Fuente: autores del proyecto.

Imagen 171. Finalización del Inflado total del toldo.

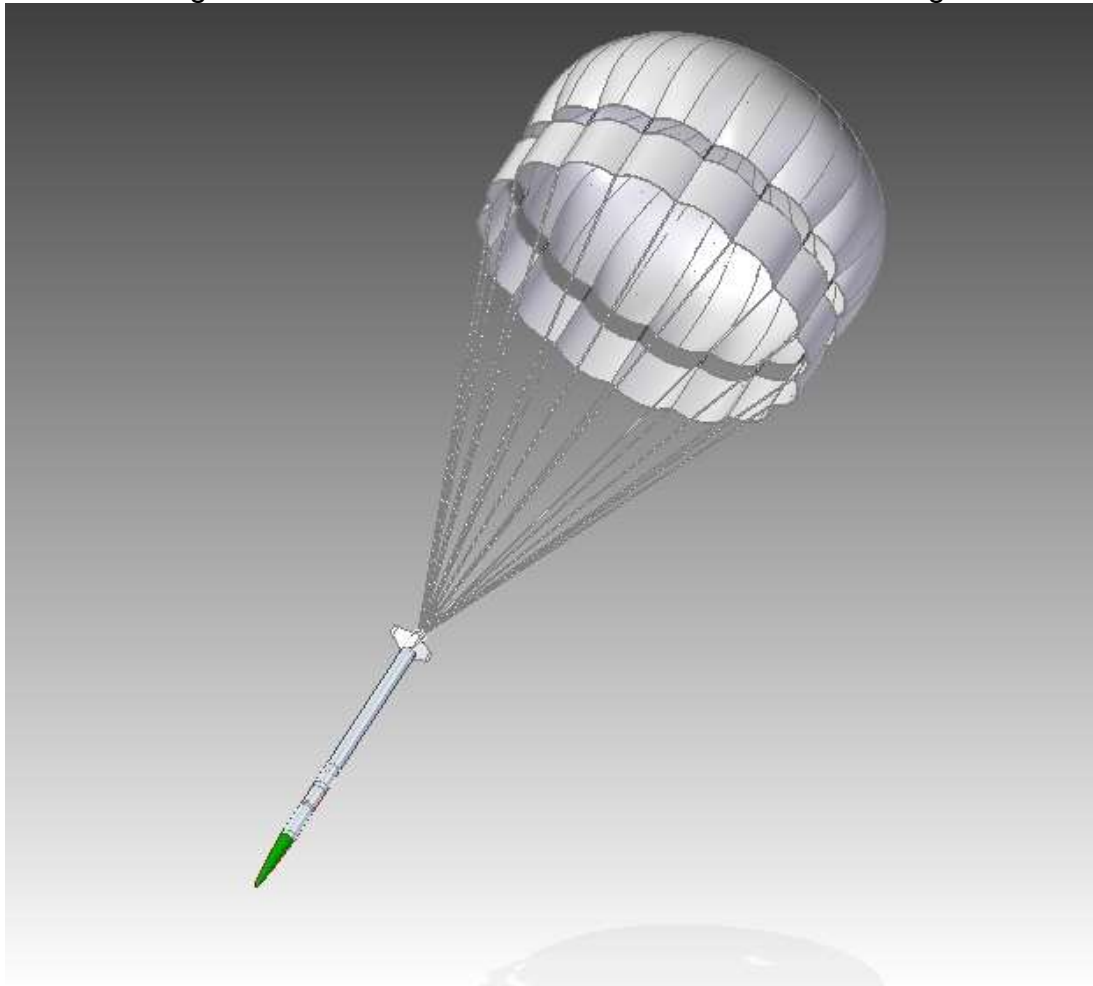


Fuente: autores del proyecto.

15. SIMULACIONES PARACAÍDAS FINAL

Las simulaciones computacionales se realizan para hacer un acercamiento al comportamiento del sistema en condiciones reales, donde se tiene en cuenta que las condiciones atmosféricas para la simulación son estándar a nivel del mar, la simulación computacional se realiza para observar el comportamiento del flujo en el paracaídas visualizando contornos de velocidad y contornos de presión en el paracaídas. Inicialmente se desarrolló y modeló el paracaídas a escala real en software CAD *SOLID EDGE* (imagen 172).

Imagen 172. Paracaídas modelado en software solid edge.

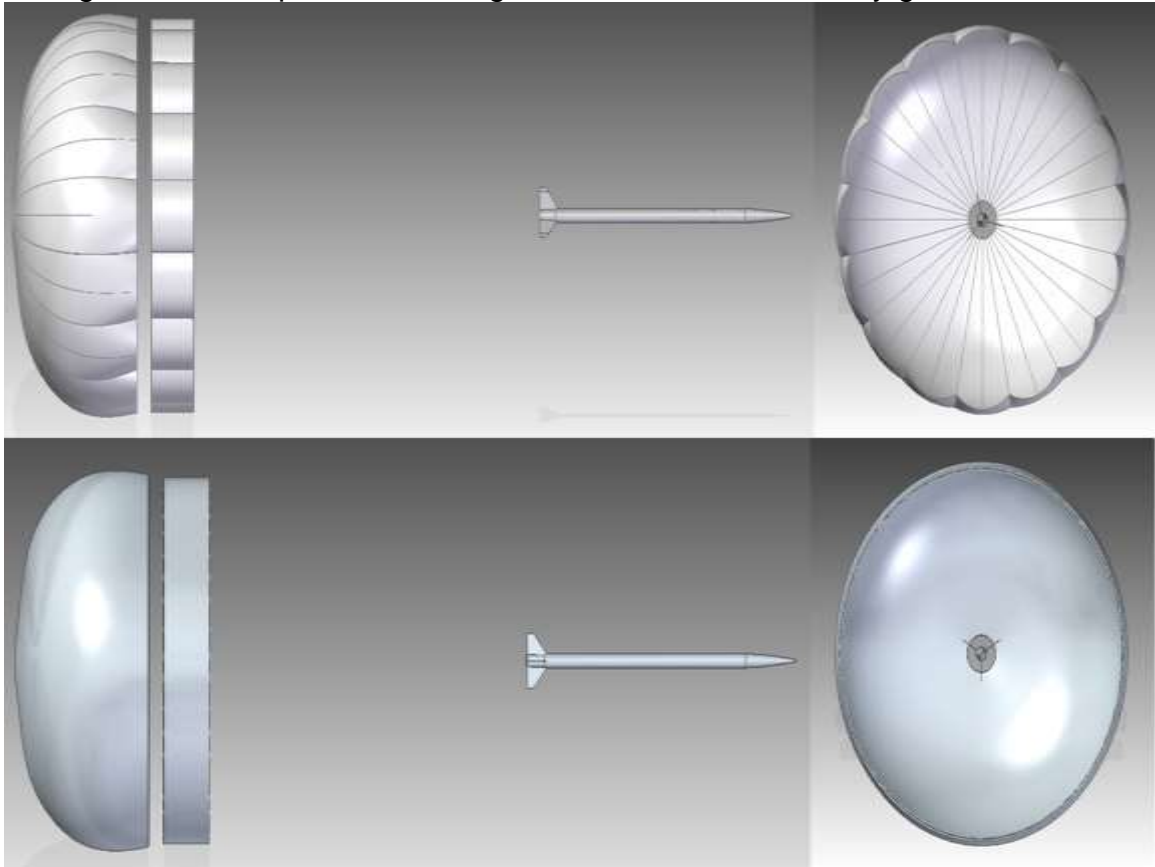


Fuente: Autores del proyecto.

En la realización del modelo del cohete se encontró que esta es una geometría compleja y el consumo de máquina que genera al resolver la simulación es elevada por lo cual se realizó la comparación con una geometría esférica de las mismas características en dimensionamiento y geometría para la simulación (imagen 173).

En la simulación la velocidad seleccionada es 8 m/s para observar cual es comportamiento del flujo en el paracaídas, con el fin de visualizar cual es el posible efecto que genera en el arrastre un cuerpo delantero en un paracaídas, por este motivo se realiza la simulación con el cohete y sin este, utilizando solo la cuarta parte de la geometría.

Imagen 173. Comparación de la geometría del Paracaídas y geometría esférica.

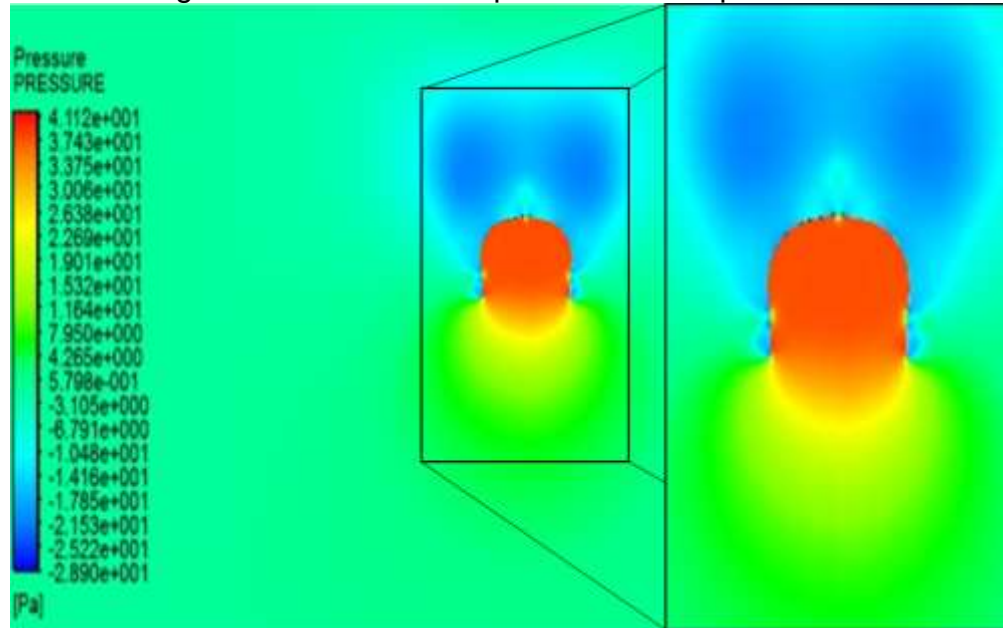


Fuente: Autores del proyecto.

En la (imagen 174) se puede observar una acumulación de presión en la parte inferior del paracaídas, que representa el estancamiento que se genera cuando el toldo está totalmente inflado, la presión en este punto es mayor que en la parte superior externa del toldo, se puede evidenciar que en el agujero estabilizador se libera presión de la parte interior del toldo generando una disminución de presión, este mismo efecto se observa en el espacio que se tiene entre el toldo y la falda. A medida que la presión aumenta en el toldo la velocidad disminuye en su interior llegando a 0 m/s por lo que se puede deducir que así mismo la velocidad aumenta en los bordes del toldo generando vórtices en la fada y en la parte superior del toldo debido al vacío que se crea por la disminución de presión en la parte externa superior del toldo, en el agujero estabilizador la velocidad aumenta porque se libera

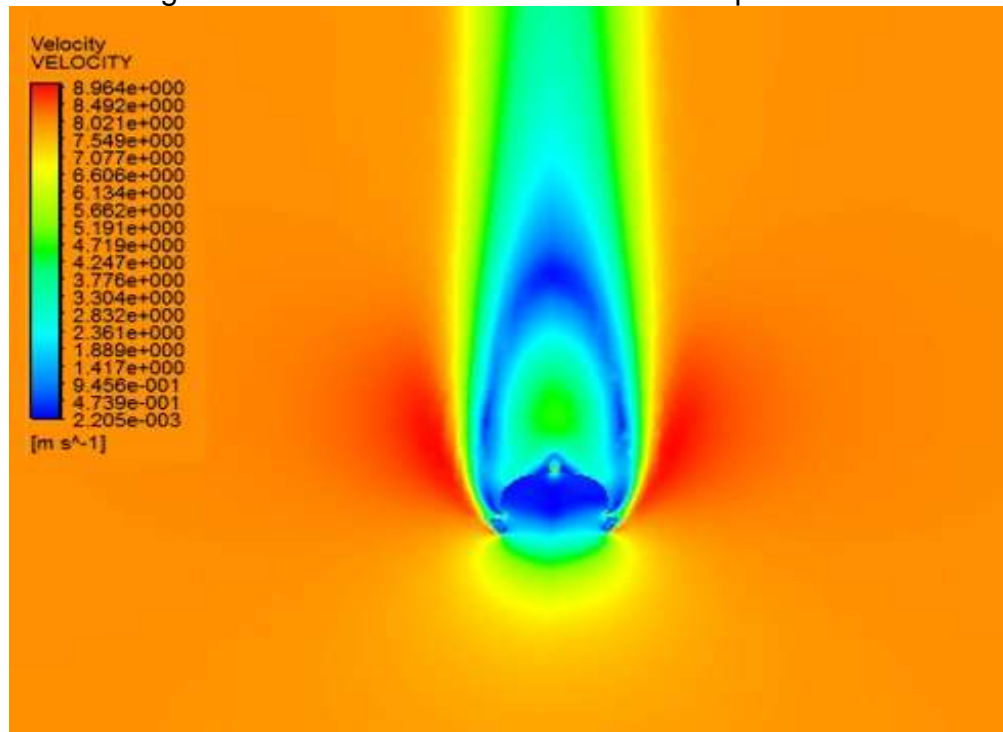
presión es decir la presión en este punto disminuye, aquí aplica el principio de Bernoulli.

Imagen 174. Contorno de presión sin cuerpo delantero.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 175. Contorno de velocidad sin cuerpo delantero.



Fuente: Autores del proyecto.

En la imagen 175 del contorno de velocidad, se puede observar que la velocidad disminuye en algunas partes que se encuentran superiores al toldo, estas tienen un aumento de velocidad en las partes extremas y externas del toldo llegando a alcanzar una velocidad de aproximadamente 9 m/s, en la parte del toldo y la falda se observa un aumento de velocidad a medida que el flujo de aire impacta el toldo del paracaídas, la velocidad inicia decreciendo hasta un punto donde la velocidad del flujo es aproximadamente 0 m/s.

De la simulación sin el cuerpo delantero se obtiene que la fuerza de arrastre es de 45,66 N para la cuarta parte del paracaídas, el arrastre total del paracaídas es de 182,64N con un área proyectada de 2,5057 m² y de la ecuación 13³¹⁹ de arrastre se despeja el coeficiente de arrastre³²⁰ obteniendo:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

Despejando de la ecuación anterior:

$$C_D = \frac{D}{S_P v^2 \rho}$$

Se obtiene que el coeficiente de arrastre es:

$$C_D = \frac{182,64 \text{ N}}{(2,5057 \text{ m}^2) \left(8 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 (1,225 \text{ kg/m}^3)}$$

$$C_D = 0,9284$$

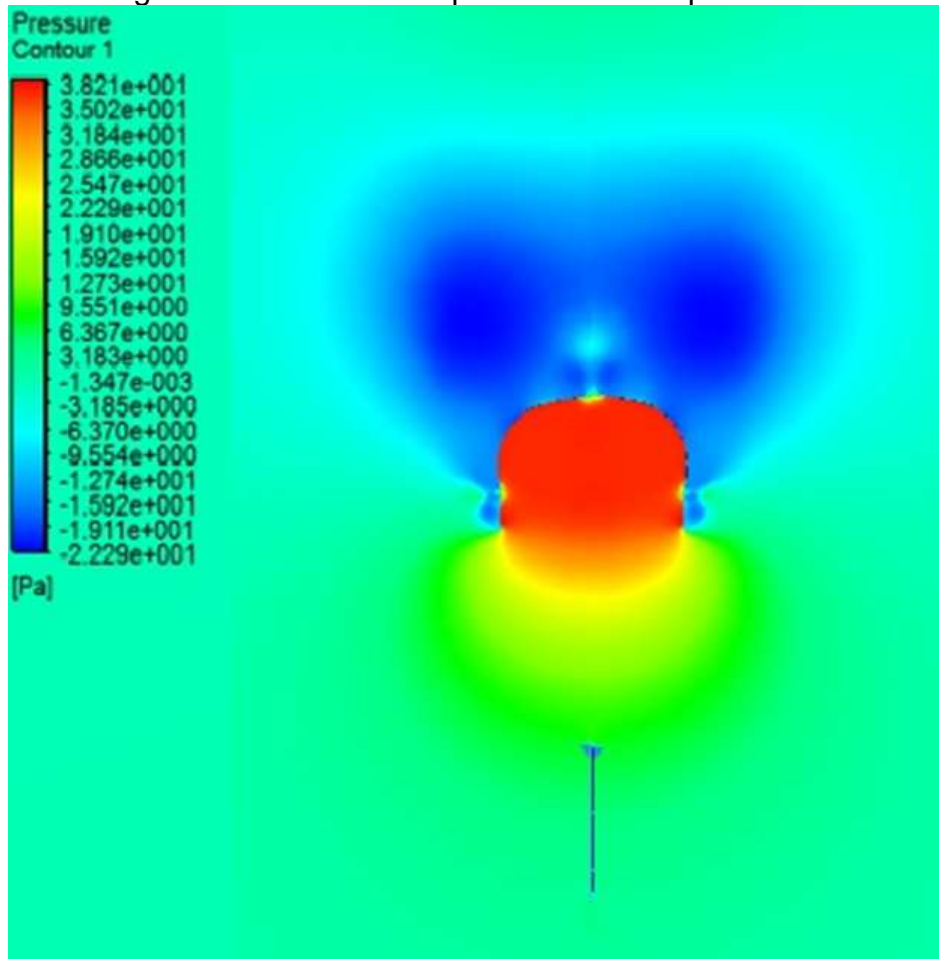
En la imagen 168 se tiene el contorno de presión del paracaídas con el cuerpo de delantero en una posición determinada, donde se presta atención al comportamiento del flujo después de que este entra en contacto con el cuerpo delantero (cohete). La presión en esta simulación presenta un cambio donde se puede evidenciar que disminuye la presión en el sistema por la interferencia que genera el cuerpo delantero donde no es un cambio significativo para el sistema, donde se presenta el mismo caso anteriormente expuesto en la imagen 176, el contorno de velocidad muestra la interacción del flujo con el cuerpo y el toldo del paracaídas donde se observa que la velocidad del flujo aumenta en el cuerpo delantero por el contacto con la superficie en el cuerpo delantero genera una zona

³¹⁹ W KNACKE. Op., Cit., p. 69

³²⁰ Ibid., p. 81

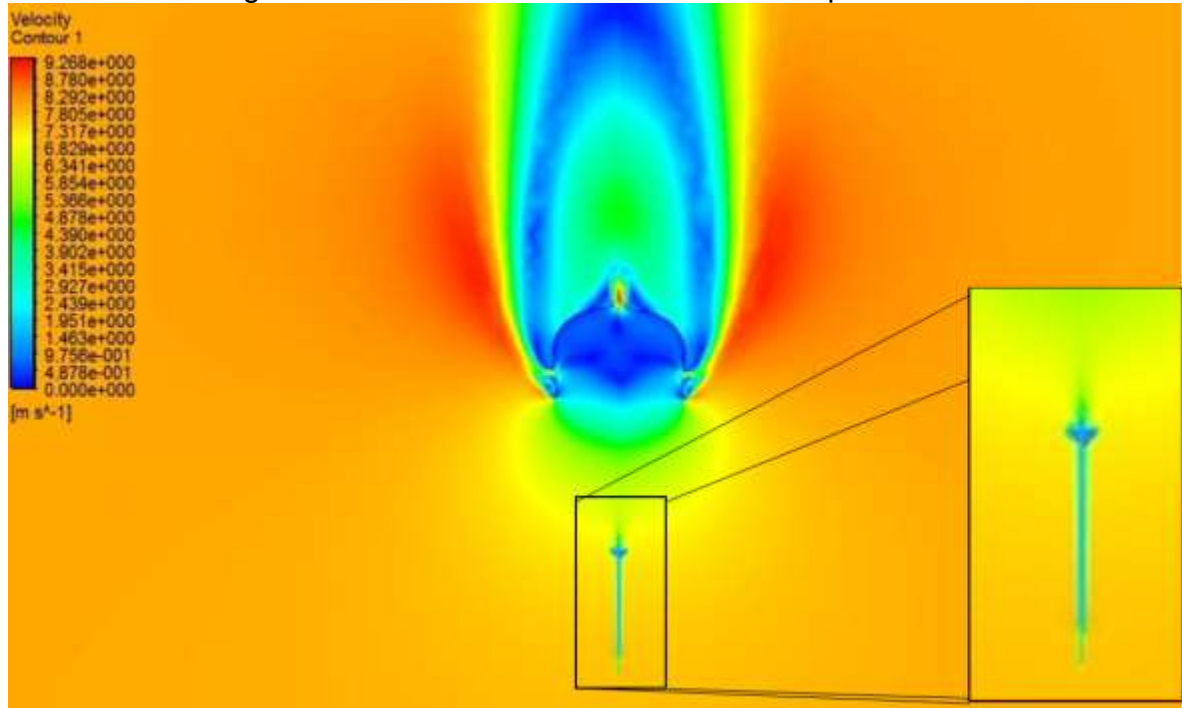
de baja presión detrás del cuerpo cómo se observa en la imagen 177, en el agujero estabilizador del toldo se observa un aumento de velocidad del flujo y disminución de presión.

Imagen 176. Contorno de presión con cuerpo delantero.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 177. Contorno de velocidad con cuerpo delantero.



Fuente: Autores del proyecto.

De la simulación con el cuerpo delantero se obtiene que la fuerza es de arrastre es de 46,23 N para la cuarta parte del para caídas, el arrastre total del paracaídas es de 184,92 N con un área proyectada de 2,5057 m² y de la ecuación 13³²¹ de arrastre se despeja el coeficiente de arrastre³²² obteniendo:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D$$

Despejando de la ecuación anterior:

$$C_D = \frac{D}{S_P v^2 \rho}$$

Se obtiene que el coeficiente de arrastre es:

³²¹ W KNACKE. Op., Cit., p. 69

³²² Ibid., p. 81

$$C_D = \frac{184,92 \text{ N}}{(2,5057 \text{ m}^2) \left(8 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)^2 (1,225 \text{ kg/m}^3)}$$

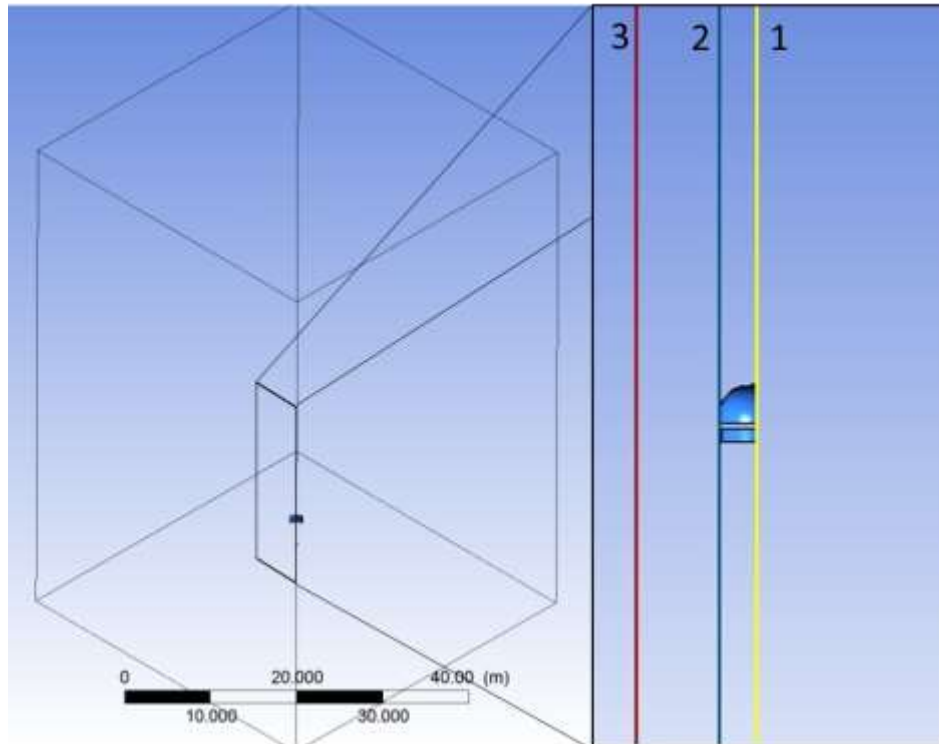
$$C_D = 0,9413$$

Hay un cambio del coeficiente de arrastre con el cuerpo delantero y sin este, donde es generado por la interferencia del cohete presenta un porcentaje de cambio del 98,62% donde no hay cambio significativo del coeficiente de arrastre con la siguiente relación.

$$\left(\frac{C_{D_{\text{Sin el cuerpo delantero}}}}{C_{D_{\text{Con el cuerpo delantero}}}} \right) 100\% = \left(\frac{0,9284}{0,9413} \right) 100\% = 98,62\%$$

En las gráficas 26, 27, 28 y 29 se puede observar un mejor análisis del comportamiento del flujo en movimiento teniendo en cuenta cual es el cambio en el sistema dependiendo de la longitud del espacio donde se encuentra ubicado el toldo del paracaídas, se realiza el análisis en 3 puntos diferentes del cuerpo imagen 178 identificado por las líneas en el sistema donde se realiza el análisis.

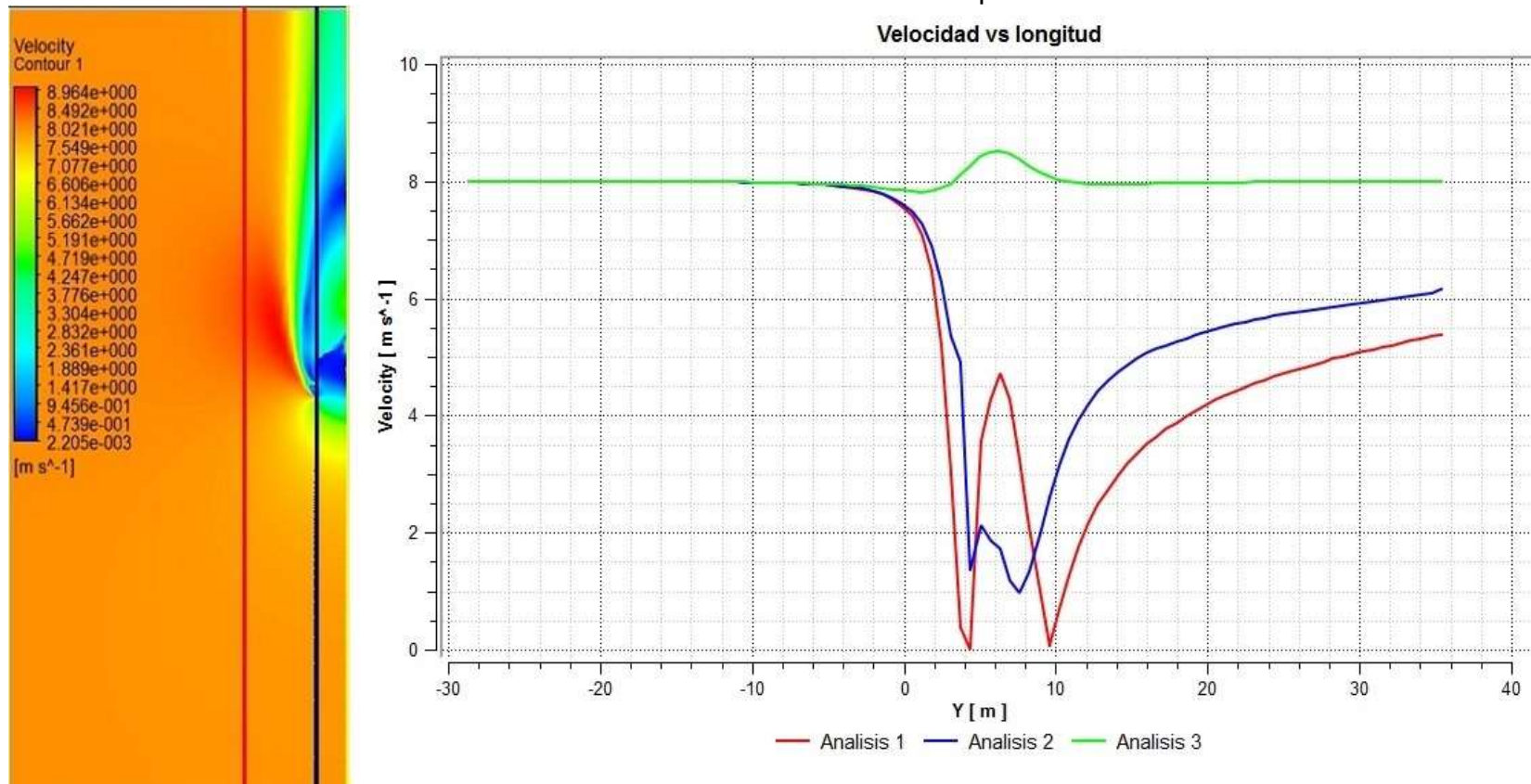
Imagen 178. Estaciones para el análisis del flujo de la simulación computacional.



Fuente: Autores del proyecto.

En la gráfica 26 se observa como el flujo disminuye su velocidad a medida que se acerca al toldo del paracaídas la velocidad aumenta de nuevo entre la falda del y el toldo nuevamente disminuye hasta que el flujo deja de estar en contacto con el toldo, en el análisis 2 se puede observar que la disminución de velocidad no es tan considerable como en el análisis 1, aquí la velocidad aumenta hasta aproximadamente 6 m/s, en el tercer análisis se puede observar que la velocidad en este punto no tiene cambios significativos debido a que se encuentra retirado del toldo y no hay gran interacción del flujo con el toldo del paracaídas.

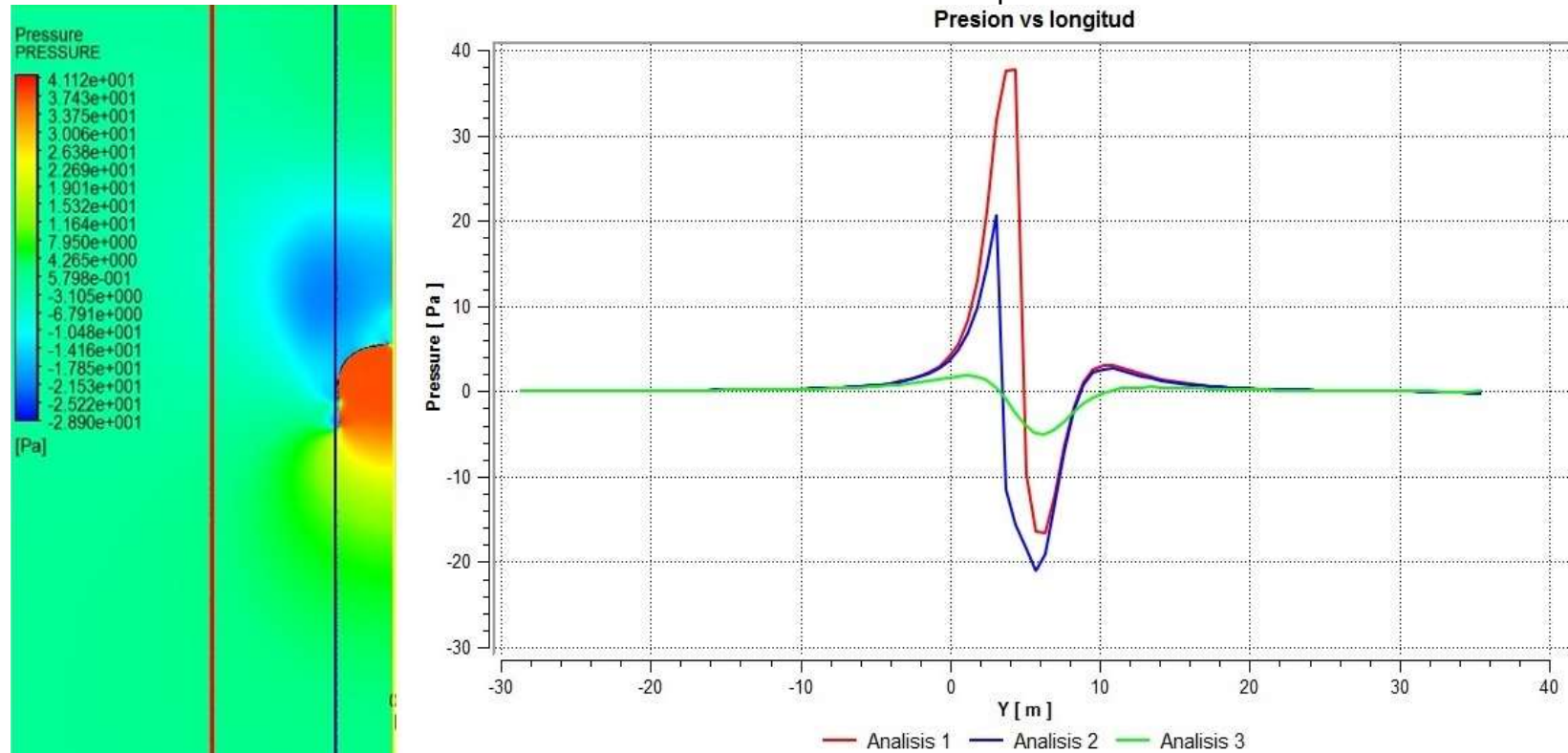
Grafica 26. Análisis de velocidad en diferentes puntos del toldo.



Fuente: Autores del proyecto.

En la gráfica 27 se puede observar el cambio de presión en el sistema en los diferentes puntos donde la presión para el análisis 1 aumenta en el interior del toldo a medida que el flujo de aire se desplaza alrededor del toldo este disminuye su presión por la liberación por medio de la falda y el agujero estabilizador, en la parte superior la presión disminuye generándose un vacío, en el análisis 2 se observa que hay un aumento de presión por el efecto que se genera en el interior del toldo la liberación de presión en la falda genera un decremento de presión, en el tercer análisis no hay un cambio significativo de presión con la interacción del paracaídas y el flujo.

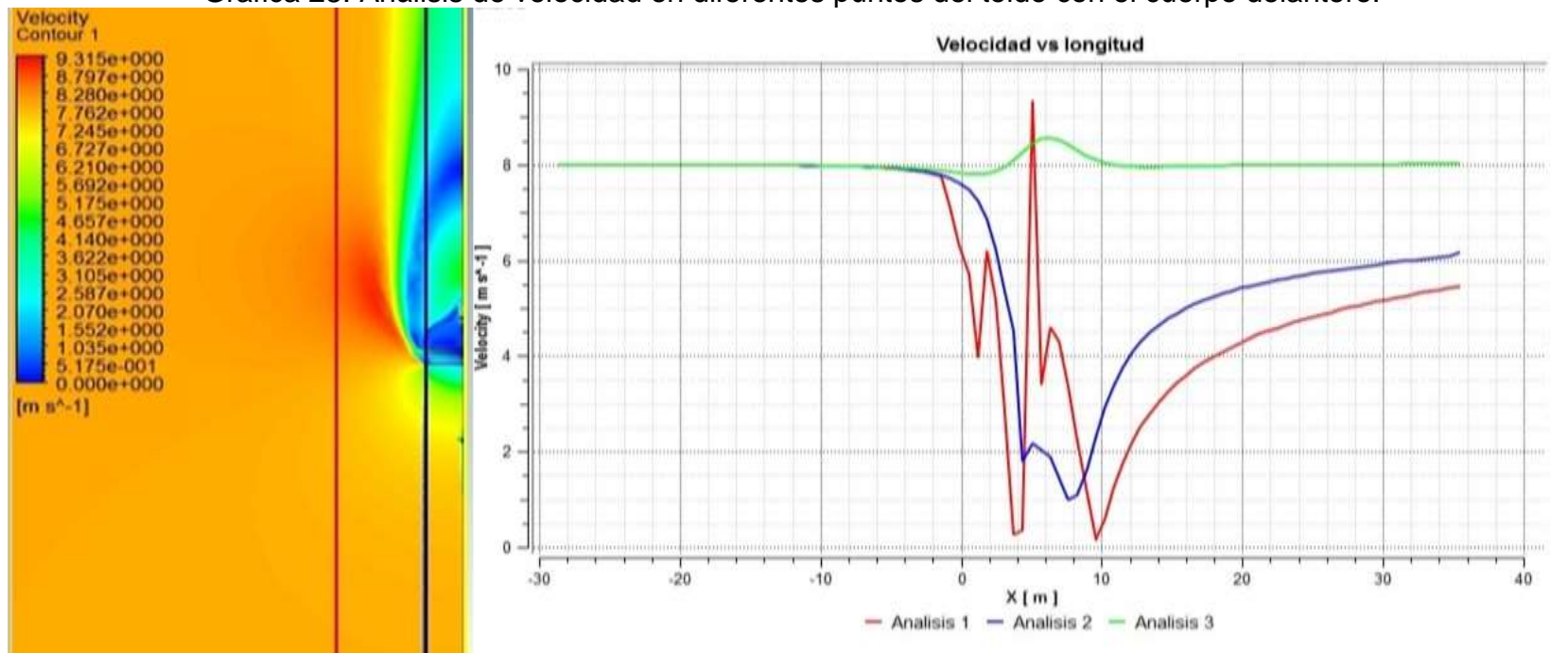
Grafica 27. Análisis de Presión en diferentes puntos del toldo.



Fuente: Autores del proyecto.

En la gráfica 28 se observa como el flujo disminuye su velocidad a medida que se acerca al cuerpo delantero este aumenta su velocidad hasta que entra en contacto con el toldo, la velocidad aumenta en la falda y disminuye de nuevo hasta llegar a ser aproximadamente 0 m/s hasta que el flujo deja de estar en contacto con el toldo y se aumenta la velocidad en el agujero estabilizador. en el análisis 2 se puede observar que no la disminución de velocidad no es tan considerable como en el análisis 1, aquí la velocidad aumenta hasta aproximadamente 6 m/s, en el tercer análisis se puede observar que la velocidad en este punto no tiene cambios significativos debido a que se encuentra retirado del toldo y no hay gran interacción del flujo con el toldo del paracaídas, se destaca que el cuerpo delantero tiene una gran interacción con el flujo debido a que genera un cambio de velocidad que no afecta significativamente el sistema.

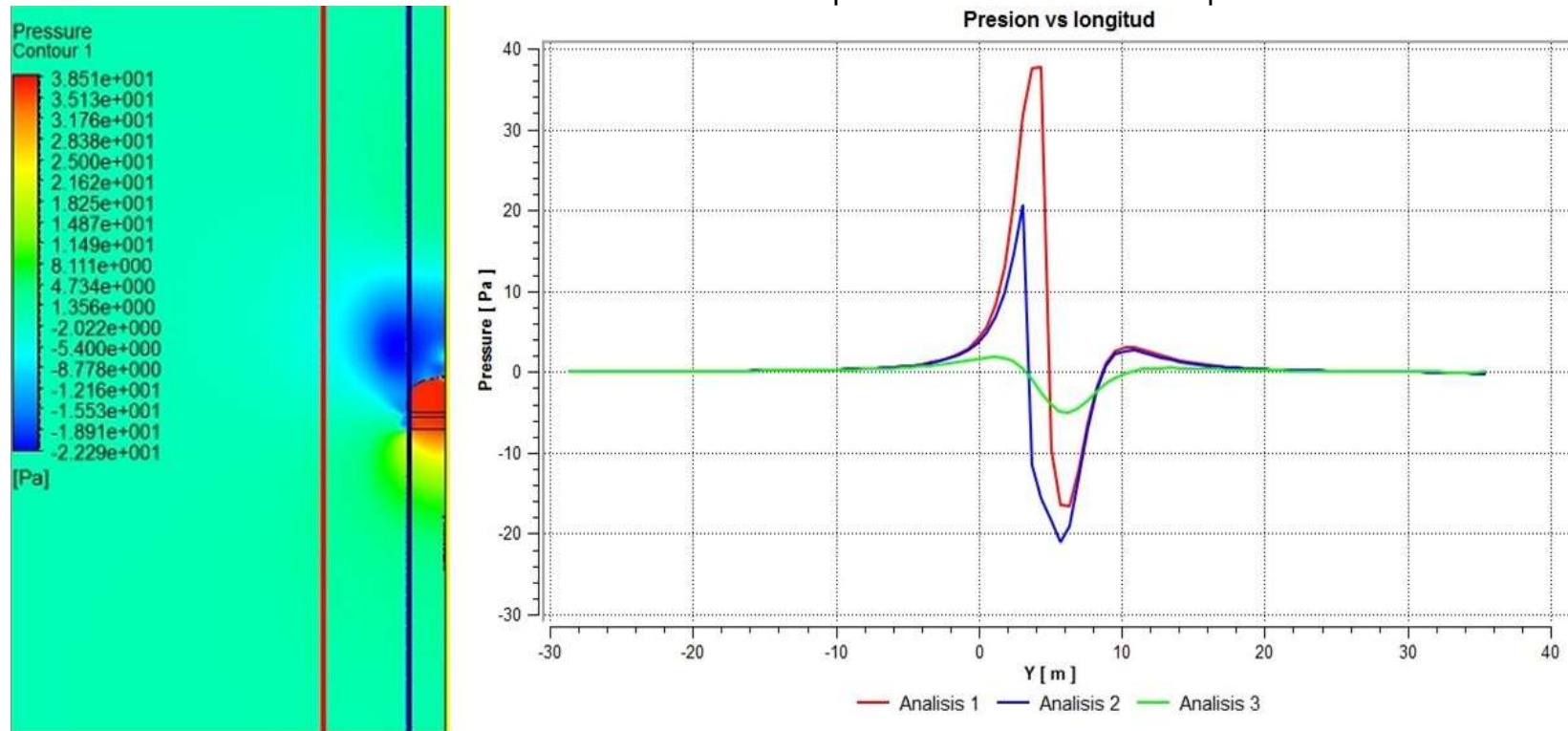
Grafica 28. Análisis de velocidad en diferentes puntos del toldo con el cuerpo delantero.



Fuente: Autores del proyecto.

En la gráfica 29 se puede observar el cambio de presión en el sistema en los diferentes puntos donde la presión para el análisis 1 aumenta desde que inicia el contacto del flujo con el cuerpo delantero mantiene en aumento hasta que se llega al estancamiento del flujo en el toldo, en su interior a medida que el flujo de aire se desplaza alrededor del toldo disminuye su presión por la liberación de esta misma por medio de la falda y el agujero estabilizador, en la parte superior la presión disminuye generándose un vacío, en el análisis 2 se observa que hay un aumento de presión por el efecto que se genera en el interior del toldo la liberación de presión en la falda genera un decremento de presión, en el tercer análisis no hay un cambio significativo de presión con la interacción del paracaídas y el flujo.

Grafica 29. Análisis de Presión en diferentes puntos del toldo con el cuerpo delantero.



Fuente: Autores del proyecto.

MANTENIMIENTO Y REPARACIÓN

15.1. MANTENIMIENTO.

El mantenimiento en los paracaídas es fundamental para el alargamiento de su vida útil y evitar daños durante la operación. Por lo cual es necesario el siguiente procedimiento:

15.1.1. Inspección. Es lo primero que se debe hacer al tener un paracaídas antes y después de cada vuelo obteniendo seguridad y confianza en este, el paracaídas debe ser examinado a fondo antes de ser empacado empezando por un extremo del conjunto del paracaídas dirigiéndose hacia el otro extremo sin interrumpir el proceso hasta el final de la inspección.³²³

15.1.2. Comprobación de la separación y apertura del paracaídas. Se debe asegurar que el paracaídas tenga una óptima separación y apertura del container ya que este es también fundamental para asegurar una mejor probabilidad de funcionamiento adecuado en vuelo.

15.1.3. Re-empacado. Re empacar es tener un ciclo de cada determinado tiempo para inspeccionar poner a prueba y guardar de nuevo que hace que el paracaídas tenga más vida útil y pueda usarse con mayor seguridad

15.1.4. Vida útil. Aunque no existe una vida útil para los paracaídas civiles es recomendable ser inspeccionados y lanzados cada 120 días³²⁴

15.1.5. Airado. Los paracaídas deben ser airados y bien secados antes de su empaquetado y utilización. Los paracaídas después de usarlos deben ser abiertos y secados durante 24 horas. Las condiciones atmosféricas recomendables para el área de empaquetado estar entre 60 y 85° F y una humedad de 30 a 60 %³²⁵

15.1.6. Enderezado. Si las líneas del paracaídas mantienen rectas y no enredadas el despliegue del toldo siempre será el correcto pero si las líneas se encuentran enredadas así sea ligeramente la apertura será pobre. El toldo debe ser enderezado desde la parte superior hacia abajo desenredando y dejando organizadas las líneas de suspensión.

15.1.7. Inspección de las líneas. Se debe inspeccionar todas las líneas buscando inserciones de líneas, costuras de fibras rotas o desgastadas,

³²³ Hojas 354 libro

³²⁴ Ibid 354

³²⁵ Ibid 335

decoloración en las líneas, elongación de una de las cuerdas más que las otras y otros daños que se consideren. Se debe también comprobar las costuras de ambos extremos para ver si se encuentran flojos o a punto de romperse. Adicional se debe inspeccionar todos los componentes metálicos o accesorios utilizados en las líneas de suspensión.

15.1.8. Inspección del container. Se debe inspeccionar que no halla grietas ni vencimientos por las fuerzas de expulsión, así mismo que la línea que conecta al cohete con el paracaídas no este desgastada y tenga la longitud necesaria.

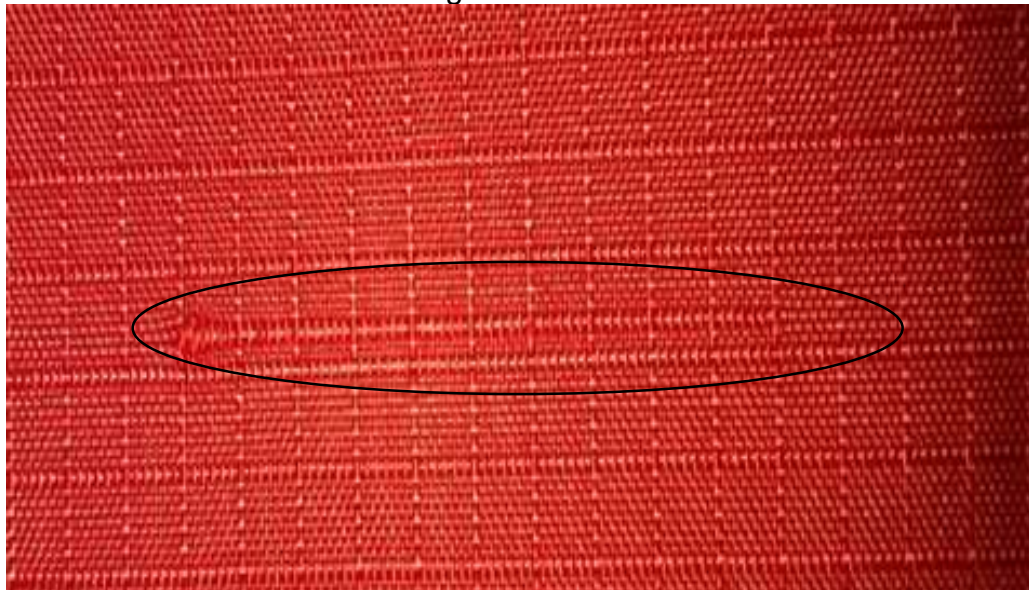
Inspección del toldo. Este debe der inspeccionado tanto desde adentro como desde afuera se observa detalladamente gajo por gajo y si se encuentra un daño se debe hacer un esquema con el fin de más adelante encontrarlos con facilidad para su debida reparación.

15.2. REPARACIÓN

Para la reparación del paracaídas es necesario Identificar y reparar los daños encontrados de la manera mejor posible. Así mismo es necesario tener en cuenta que las manchas y otras inspecciones reducen el nivel de confianza incluso cuando no dañan el paracaídas, hay diferentes formas de ver el daño unas para considerar más que otras las cuales se nombran a continuación:

15.2.1. Float. Un lugar en el tejido donde un hilo se extiende sin pasar por encima del otro en el cual no se ve el entrelazado (imagen 179). La reparación no es necesaria a menos que el daño sea extenso.

Imagen 179. Float.



Fuente: Autores del proyecto.

15.2.2. Slub or srib back. En un espacio del tejido bruscamente engrosado o un montón de pelusa atrapado. (imagen 180) No se debe interpretar como una debilidad y no es necesario reparar.

Imagen 180. Espacio abultado.



Fuente: Autores del proyecto.

15.2.3. Roto recogido. Un espacio del tejido desaparecido o parcialmente desaparecido dejando unos pocos entrelazados (imagen 181). Si el agujero es pequeño no repare si de lo contrario es significativo proceda a colocar un parche.

Imagen 181. Roto recogido.



Fuente: Autores del proyecto.

15.2.4. Deslizamiento del hilo. Es cuando se sale un hilo de su tejido (imagen 182) esto ocurre cuando la tela es enganchada de algo y alada en un solo punto. Los hilos deben ser tirados hacia atrás suavemente con los dedos o el borrador de un lápiz.

Imagen 182.Deslizamiento del hilo.



Fuente: Autores del proyecto.

15.2.5. Enganches. Los enganches son causados cuando la tela se atrapa con una superficie áspera la cual tira de los hilos en diferentes lados (imagen 183). Los hilados enganchados deben ser devueltos a su posición original con los dedos si es leve el enganche de lo contrario se repara con un parche.

Imagen 183. Enganches.



Fuente: Autores del proyecto.

15.2.6. Los poros. Estos se encuentran a menudo en las esquinas de los cuadrantes y después de haber humedecido la tela (imagen 184). Los poros no debilitan el tejido y pueden ser reparados con los dedos a menos que se encuentren más de 6 agujeros en un círculo de 0,076 m de diámetro es necesario reparar en marquesinas.

Imagen 184.Poros.



Fuente: Autores del proyecto.

15.2.7. Agua dulce. El agua dulce no va a reducir de forma permanente la fuerza de la tela pero si hará que la tela sea más porosa, después de la tela expuesta al agua altera sus características y forma por lo tanto no es recomendable que lave o meta el toldo en agua y no lo utilice cuando este lloviendo.

El Nylon mojado tiene menos fuerza pero la fuerza es totalmente recuperada una vez que se seque el nylon.

15.2.8. El cloro. Este afecta al nylon. Si el paracaídas se va a una piscina se debe enjuagar con agua dulce y secar el toldo. El toldo no debe retorcerse con las manos y no se debe secar al sol, todas las piezas deben ser secadas con un trapo absorbente.

15.2.9. Exposición al agua salada. A menudo se evidencia por cristales de sal seca y manchas circulares de color claro. El agua salada daña líneas de suspensión cuando el agua del mar entra en las líneas y forma cristales ya que los cristales afilados cortan los filamentos del nylon.

Los paracaídas expuestos al agua salada deben ser enjuagados en agua tibia y dulce, se debe separar el toldo del resto del conjunto y si es posible enjuagarse por separado a fin de no enganchar el toldo con alguna otra parte del paracaídas. Debe ser enjuagado varias veces y jugar las líneas de dos a tres horas para disolver la sal en las fibras.

15.2.10. Moho. El moho es una planta que debe tener comida para vivir dado el ambiente adecuado y se extenderá en un lugar cálido, oscuro y húmedo. Esto va a arruinar por completo la tela. El moho se encuentra generalmente en la parte superior de los paracaídas. Puede ser identificado como un rastro que va de verde pálido a azulado pálido o de gris a color crema, tiene un olor a humedad. Las zonas afectadas por el moho deben lavarse con un jabón suave, enjuagar, secar y probar.³²⁶

15.2.11. Ácido. El ácido puede ser identificado por la aparición de manchas de forma irregular de color gris ceniza o blanco muerto en tela y rosa a manchas rojas en partes metálicas, el daño por ácido en telas es a veces difícil de localizar, el área afectada debe ser neutralizado con amoníaco ordinario, el amoníaco no dañará el nylon. El área dañada se debe quitar cortándola y el agujero resultante debe ser parchado. Una vez que el área afectada por ácido se neutraliza y se retira, el paracaídas debe aislarse durante 10 días para asegurarse de que se han encontrado todas las zonas afectadas.

15.2.12. Aceite o grasa. Estos aparecen como de color verdoso o marrón-negro, el aceite y la grasa pueden eliminarse con alcohol.

15.2.13. Las strains. Las *strains* se pueden producir en la apertura y se evidencia por tejido roto cerca de las costuras o líneas de tensión a lo largo de los paneles de costura. Las *strains* leves podrán ser corregidas mediante el desplazamiento de los hilos a su posición correcta trabajando suavemente con los dedos o con el borrador de un lápiz, los daños graves requiere refuerzo con una sustitución del pedazo.³²⁷

15.2.14. Manchas vegetales. Estas son causadas por el contacto con la hierba, las hojas, etc, estas manchas causan poco o ningún daño a la fortaleza de nylon,

³²⁶ Libro pag 362

³²⁷ Ibid pag 363

pero la zona puede adquirir moho si las condiciones no son las adecuadas. Se debe lavar el área con agua tibia y un jabón suave, enjuagar y secar completamente.

15.2.15. Áreas sucias. La suciedad y la arena se deben sacudir tanto como sea posible, luego se debe lavar sólo las áreas sucias con agua tibia y un jabón suave, sumergir y agitar hasta que se afloje la suciedad, se debe enjuagar varias veces para eliminar todo el jabón y se debe colgar para secar bien.

15.2.16. Daño solar. Los rayos ultravioletas del sol pueden dañar el nylon y arruinar el toldo en poco tiempo. El ángulo de los rayos del sol, la posición del material en relación con el sol, la época del año y la hora del día, etc. Son factores que afectan al paracaídas. Los rayos del sol deterioran el nylon con bastante rapidez por lo tanto la exposición al sol deben mantenerse al mínimo.

Una vez que el nylon se expone al sol, el daño está hecho, la tela no va a recuperar su fortaleza así se amanece luego fuera del sol.

15.2.17. Frotamiento y desgaste. Esto no es difícil de detectar. Se indica con puntos desgastados en las esquinas o en las superficies exteriores que a menudo entran en contacto con otros objetos en movimiento. Áreas que muestran un desgaste excesivo deben ser reemplazadas.

15.3. INSTRUCCIONES DE EMPACADO.

1. Se debe extender el paracaídas sobre una superficie en la cual, se pueda extender el paracaídas dejando el toldo a un extremo con la mitad de los gajos hacia un lado y la otra mitad hacia el otro y las líneas de suspensión extendidas hasta el otro lado, donde habrá un separador de líneas así mismo las líneas deben estar libres de cualquier obstrucción entre ellas. (Imagen 185).

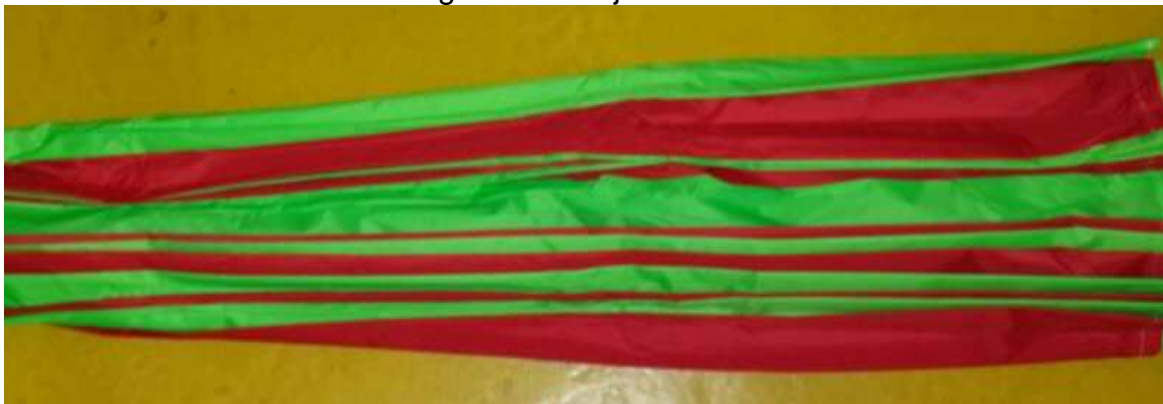
Imagen 185. Paracaídas con las líneas extendidas.



Fuente: handbook, pag 130.

2. Se deben organizar los gajos del toldo de forma que queden doblados uno tras otros paralelos a las costuras radiales. (imagen 186)

Imagen 186. Gajos doblados.



Fuente: Autores del proyecto.

3. Se debe doblar el toldo a lo largo en tres partes y luego doblar una vez más al centro esto comúnmente se llama quintos, se puede colocar pesos sobre el toldo para sujetarlo. (imágenes 187, 188 y 189)

Imagen 187. Doblado parte 1.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 188. Doblado parte 2.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 189. Doblado parte 3.



Fuente: Autores del proyecto.

4. A continuación se dobla tanto el paracaídas como las líneas de suspensión en forma de zig-zag con el fin de mantener una forma segura de apertura. (imagen 190)

Imagen 190. Doblado de las líneas de suspensión.



Fuente: Autores del proyecto.

5. Por último se guarda dentro de la bolsa con el fin de colocarlo en el contenedor (imagen 191)

Imagen 191. Doblado final del toldo.



Fuente: Autores del proyecto.

16. DISEÑO DEL SISTEMA DE EXPULSIÓN.

Un sistema de expulsión es aquel mecanismo que realiza la eyección del sistema de recuperación. Una de las formas comunes de este sistema es por medio de una carga pirotécnica o en otros casos pueden ser mecanismos hidráulicos o neumáticos.

Debido a este sistema se puede garantizar la recuperación del cohete o carga a transportar en un alto porcentaje que si no se tuviera este.

Para el cohete sonda Libertador I, se decidió realizar un sistema de expulsión que sea de una carga pirotécnica ya que las otras formas de expulsión harían el sistema muy pesado.

El cohete tiene una computadora (imagen 192) que envía una señal eléctrica al ignitor que se encuentra en el sistema de expulsión, esta señal hace que el propelente que se encuentra en la cámara del sistema de expulsión realice la implosión para obtener la reacción química que convierte el propelente en gases que por el cambio de presión hará que expulse el paracaídas del contenedor.

Imagen 192. Computadora del cohete sonda.



Fuente: Autores del proyecto.

En el momento que la carga realiza la ignición la presión de los gases del propelente expulsan una tapa eyectora que empuja al sistema de recuperación fuera del cohete para que este posteriormente se despliegue, (imagen 193)

Imagen 193. Tapa eyectora que empuja al paracaídas en la explosión.



Fuente: Autores del proyecto.

16.1. CÁLCULOS DEL SISTEMA DE EXPULSIÓN.

En los cálculos del debe tener en cuenta que el sistema debe realizar un movimiento el cual genere para realizar la expulsión del paracaídas del cohete; debido a esto la fuerza no debe ser de la misma magnitud que la del peso del paracaídas que se obtiene de:

Ecuación 121. Peso.

$$W = m g$$

Fuente: Física Para Ciencias e Ingeniería.³²⁸

Donde W es el peso del paracaídas, m es la masa del paracaídas y g es la gravedad de la tierra. Teniendo en cuenta las características del paracaídas mencionadas en capítulos anteriores se obtiene que el peso del paracaídas es:

$$W = (0,8 \text{ kg}) (9,8 \text{ m/s})$$

$$W = 7,84 \text{ N}$$

Como se observa el resultado del peso del paracaídas es de 7, 48 Newton, en el sistema por diseño se decide que el sistema para ser confiable la expulsión debe generar una fuerza mayor al peso del paracaídas con un factor de seguridad de 5 donde la fuerza que debe generar es de 39,2 Newton:

$$(7,84 \text{ N}) (5) = 39,2 \text{ N}$$

³²⁸ RAYMOND A. Serway. y W. Jhon. Física Para Ciencias e Ingeniería. 7 edición. Cengage Learning Editores S.A. 2008. p13.

Partiendo de esta fuerza que debe generar el sistema de expulsión se calcula la presión requerida por el sistema para expulsar el paracaídas teniendo en cuenta que es mayor la fuerza generada por el sistema de expulsión, se parte de la ecuación 122 de presión.

Ecuación 122. Presión.

$$P = \frac{F}{A}$$

Fuente: Física Para Ciencias e Ingeniería.³²⁹

Donde F es la fuerza que se ejerce para realizar la expulsión, P es la presión requerida para expulsar el paracaídas y A es el área de expulsión, es decir el área de la salida de los gases del propelente que se implementara en este sistema. Donde se obtiene que la presión requerida es de:

$$P = \frac{39,2 \text{ N}}{5,027 \times 10^{-5} \text{ m}^2}$$

$$P = 779789,13 \text{ PA}$$

La presión requerida para expulsar el paracaídas si fuese 5 veces mayor al peso del paracaídas sería de 779789 PA ; de este valor obtenido se procede a calcular la masa del propelente que se encontrara en la cámara de combustión del sistema donde se conoce el volumen (v) de la cámara que es de $4,9305 \times 10^5 \text{ m}^3$ y la densidad (ρ) del gas del propelente que es de 1600 kg/m^3 donde se obtiene por medio del despeje de la ecuación 123 la masa (m).

Ecuación 123. Densidad.

$$\rho = \frac{m}{v}$$

Fuente: Física Para Ciencias e Ingeniería.³³⁰

$$m = \rho v$$

$$m = (1600 \text{ kg/m}^3)(4,9305 \times 10^5 \text{ m}^3)$$

$$m = 0,07888 \text{ kg} \approx 79 \text{ gramos}$$

³²⁹ Ibid p. 390

³³⁰ Ibid p.6.

La masa del propelente que contiene la cámara del sistema de expulsión es de 79 gramos, se calcula la presión del gas con la ecuación 124 de estado de los gases ideales en la cámara de este sistema.

Ecuación 124 Estado de los gases ideales.

$$P = \rho RT$$

Fuente: Física Para Ciencias e Ingeniería.³³¹

Donde P es la presión del gas, ρ la densidad del gas, R la constante de los gases ideales $287 \frac{J}{kg^\circ K}$ y T la temperatura del gas aproximadamente $1273^\circ K$.

La presión del gas en es:

$$P = \left(1600 \frac{kg}{m^3}\right) \left(287 \frac{J}{kg^\circ K}\right) (1273^\circ K)$$

$$P = 584561600 Pa$$

Para la expulsión del paracaídas se implementó que el sistema de expulsión generara una fuerza de 5 veces el peso del para caídas esta fuerza se toma como el impulso total IT que es la fuerza de empuje F que puede varia con el tiempo ³³² ecuación 125.

Ecuación 125. Impulso Total.

$$IT = \int_0^t F dt$$

Fuente: Rocket propulsion elements.³³³

Inicialmente en el cálculo del sistema de expulsión se realiza el cálculo de impulso específico I_s , que es impulso total por unidad de peso del propelente y expresa la relación entre potencia y potencia ideal del rendimiento de un sistema de propulsión, si se presenta un alto número del impulso específico quiere decir que hay un alto rendimiento, en este caso se realiza el cálculo del impulso específico donde se obtiene de la relación de la fuerza de empuje y el producto de la masa del propelente por la gravedad de la tierra.

³³¹ Ibid p.545.

³³² SUTTON George , BIBLARZ Oscar, rocket propulsión Elements.2010 p.27

³³³ Ibid p.28.

Ecuación 126. Impulso Específico.

$$I_s = \frac{I_t}{(m_p g_0)}$$

Fuente: Rocket propulsion elements.³³⁴

Donde $I_t = F$.

$$I_s = \frac{F}{(m_p g_0)}$$

$$I_s = \frac{39,2 \text{ N}}{(0,079 \text{ kg})(9,8 \text{ m/s}^2)}$$

$$I_s = 50,63 \text{ s}$$

Seguido del cálculo de impulso específico se calcula la velocidad de los gases de salida es una medida unidimensional equivalente a la propulsión de los gases expulsados desde el sistema de expulsión.

Ecuación 127. Velocidad de salida de los gases.

$$v_e = I_s g_0 = \frac{F}{\dot{m}}$$

Fuente: Rocket propulsion elements.³³⁵

$$v_e = (50,63 \text{ s})(9,8 \text{ m/s})$$

$$v_e = 496,174 \text{ m/s}$$

La velocidad de los gases de salida es de 496,174 m/s .

Obteniendo la velocidad de salida del sistema de expulsión se calcula el flujo másico \dot{m} despejando de la ecuación 127 de la velocidad de salida de los gases de escape.

³³⁴ Ibid p.28.

³³⁵ Ibid p.29.

$$v_e = \frac{F}{\dot{m}}$$

$$\dot{m} = \frac{39,2N}{496,174 \frac{m}{s}}$$

$$\dot{m} = 0,079 \frac{kg}{s}$$

El flujo másico es de $\dot{m} = 0,079 \frac{kg}{s}$ con el cual se puede calcular el empuje total del sistema de expulsión con la ecuación 128 que relaciona el flujo másico \dot{m} , la Velocidad de salida de los gases v_e , la presión de salida de los gases P_e , la presión atmosférica P_{atm} y el área de salida de los gases A_e .

Ecuación 128. Empuje total

$$F = \dot{m}v_e + (P_e - P_{atm}) A_e$$

Fuente: Rocket propulsion elements.³³⁶

$$F = (0,079 kg/s)(497,174m/s) + ((779789,13pa - 101325 pa)(5,072 \times 10^{-5} m^2))$$

$$F = 97,30 N$$

El empuje total del sistema de 97,30 Newton esta fuerza es la generada para la expulsión del paracaídas.

Se requiere conocer la presión máxima de la cámara de combustión del sistema de expulsión donde es calculada por el principio de Bernoulli donde se analizan las velocidades en diferentes puntos, pero inicialmente con la ecuación 3 de continuidad se realiza el cálculo de la velocidad de los gases en la cámara de combustión, se tiene en cuenta que la densidad del gas no cambia en el sistema. Se despeja la velocidad en la cámara de combustión debido a que se conoce la velocidad de salida y las áreas.

Ecuación 129. Velocidad de los gases en la cámara.

$$v_c = \frac{A_e v_e}{A_c}$$

Fuente: Rocket propulsion elements.

³³⁶ Ibid p.32.

$$v_c = \frac{(5,072 \times 10^{-5} \text{ m}^2)(496,174 \text{ m/s})}{(0,002089 \text{ m}^2)}$$

$$v_c = 12,05 \text{ m/s}$$

Con la velocidad de los gases en la cámara del propelente se obtiene la presión en la cámara con el principio de Bernoulli.

Ecuación 130.principio de Bernoulli.

$$P_1 + \rho \left(\frac{v_1^2}{2} \right) = cte$$

Fuente: Física para Ciencias e ingenierías.³³⁷

Se analizan 2 puntos la cámara y la salida de los gases donde se conoce la velocidad de los gases en la cámara y la salida del sistema de expulsión y la presión de salida se realiza el despeje de la presión en la camara y se realiza el calculo obteniendo:

$$P_c + \rho \left(\frac{v_c^2}{2} \right) = P_e + \rho \left(\frac{v_e^2}{2} \right)$$

$$P_c = P_e + \rho \left(\frac{v_e^2}{2} \right) - + \rho \left(\frac{v_c^2}{2} \right)$$

$$P_c = 779789,13 \text{ pa} + \left(1600 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) \left(\frac{(496,174 \text{ m/s})^2}{2} \right) - \left(1600 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right) \left(\frac{(12,05 \text{ m/s})^2}{2} \right)$$

$$P_c = 197614,537 \text{ kpa}$$

La presión en la cámara es de 197614,537 kpa es la presión máxima que se presenta en el sistema.

³³⁷RAYMOND A. Serway. y W. Jhon. Física Para Ciencias e Ingenieria. 7 edicion. Cengage Learning Editores S.A. 2008. p.403.

En el sistema de expulsión se debe tener en cuenta el espacio necesario para la cámara, y los sistemas para la sujeción de las cuerdas con el cohete, el sistema modelado y final se pueden encontrar en el anexo A con los respectivos planos de construcción, el sistema fue modelado (imagen 194) con el software Solid Edge. Para la realización del sistema de expulsión se implementaron barras de duraluminio 7075 el cual se maquino en un torno paralelo obteniendo las piezas deseadas (imagen 195).

Imagen 194. Modelado del sistema de expulsión



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 195. Mecanizado del sistema de expulsión



Fuente: Autores del proyecto.

Se usaron Barras solidas de acero para realizar algunas piezas del sistema de expulsión, como lo son los sujetadores y los expulsores debido al espesor requerido y la rigidez de estas piezas, se puede observar en la imagen 196 el modelo cad y el sistema totalmente mecanizado y armado, donde este llevara la cámara de video que grabara el despliegue del paracaídas en vuelo (196.A), el sistema de expulsión tiene un peso total de 333,2 gramos (imagen 197) sin propelente.

Imagen 196. Modelado del sistema de expulsión cad y mecanizado.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 196.A Modelado del sistema de expulsión con la cámara de video.



Fuente: Autores del proyecto.

Imagen 197. Peso del sistema de expulsión.



Fuente: Autores del proyecto.

Para la realización de pruebas según los cálculos se requieren 80 gramos de propelente, pero por seguridad se realizó la prueba con 40 gramos delo inicialmente calculado para este sistema, la experimentación controlada se realizó en las instalaciones de la Fundación Universitaria Los Libertadores, el sistema realiza su ignición por medio de una carga eléctrica de 28 voltios y 6 amperios que deben crear las computadoras que llevaran consigo el cohete Libertador 1, se rellena la cámara de combustión del sistema de expulsión con propelente(imagen 198); Para que la prueba fuera satisfactoria y segura se realizó la sujeción del sistema de expulsión por medio de prensas a una base rígida con el fin de este se mantenga en una posición fija (imagen 199).

Imagen 198. Cámara de combustión con el propelente.



Fuente: Autores del proyecto.

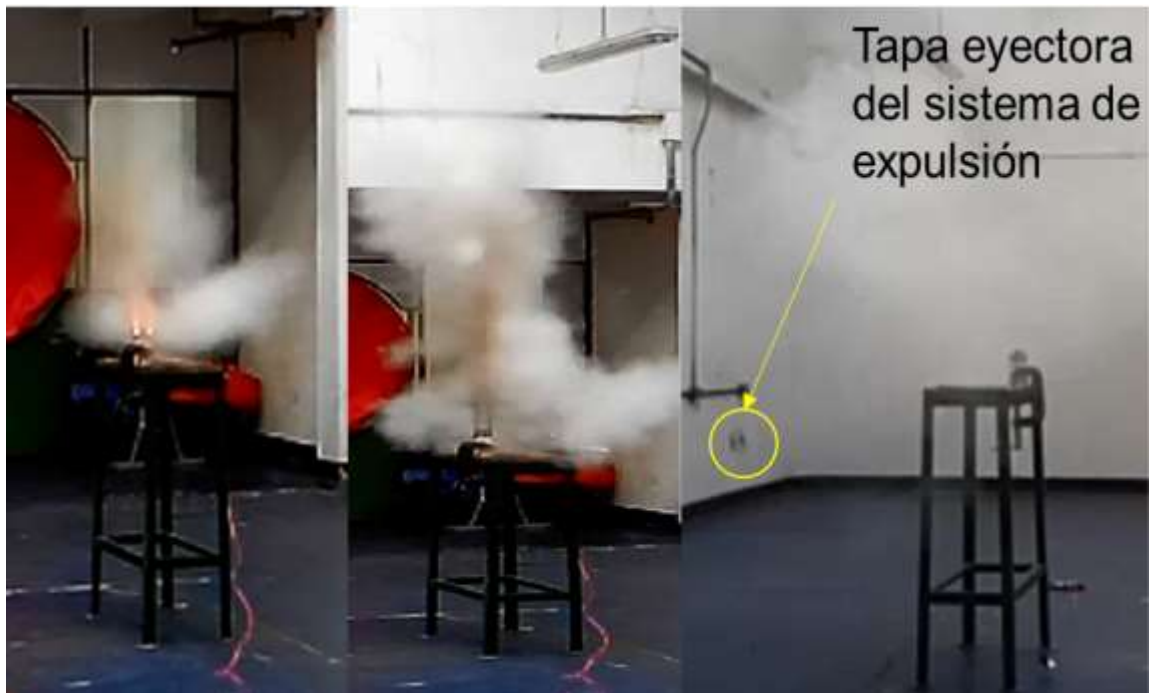
Imagen 199. Sujeción del sistema de expulsión.



Fuente: Autores del proyecto.

Se realiza la ignición del sistema de expulsión y se puede observar en la imagen 200 la salida de los gases y la expulsión de la tapa eyectora del sistema.

Imagen 200. Salida de los gases y tapa del sistema de expulsión.



Fuente: Autores del proyecto.

La prueba fue satisfactoria y se observó que se debe mejorar el diseño, en la sujeción de la tapa de la cámara de combustión del sistema de expulsión debido a que se pudo observar que en el aumento de presión y temperatura en la cámara de combustión, el material se sufrió un cambio hasta tal punto que llegó a flexionarse (imagen 201).

Imagen 201. Flexión de la tapa de la cámara de combustión.

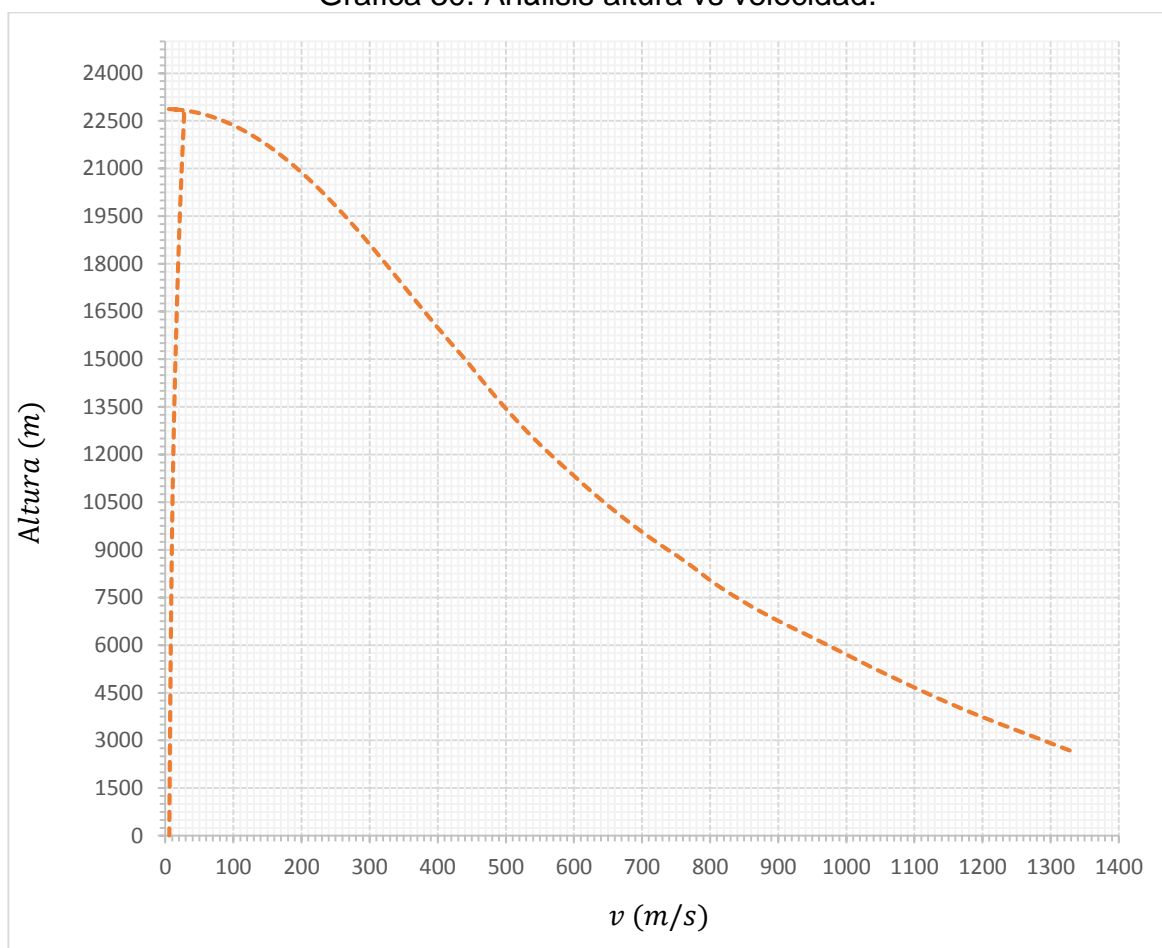


Fuente: Autores del proyecto.

17. SIMULACIÓN COMPUTACIONAL CON CÓDIGO FORTRAN.

En este capítulo se muestran las gráficas obtenidas por medio del código computacional³³⁸ del cohete sonda escrito en fortran, en este código se ingresan los datos de área y coeficiente de arrastre calculados inicialmente por los autores de este proyecto, para observar computacional mente el régimen de descenso del cohete con paracaídas obteniendo datos significativos desde el punto donde el cohete llega a su apogeo y el sistema de expulsión eyecta al paracaídas de su contenedor este sistema completo inicia su descenso, hasta llegar a la superficie terrestre, igualmente se puede observar la trayectoria³³⁹ de vuelo de este sistema, en función del tiempo teniendo en cuenta la velocidad de descenso.

Grafica 30. Análisis altura vs velocidad.



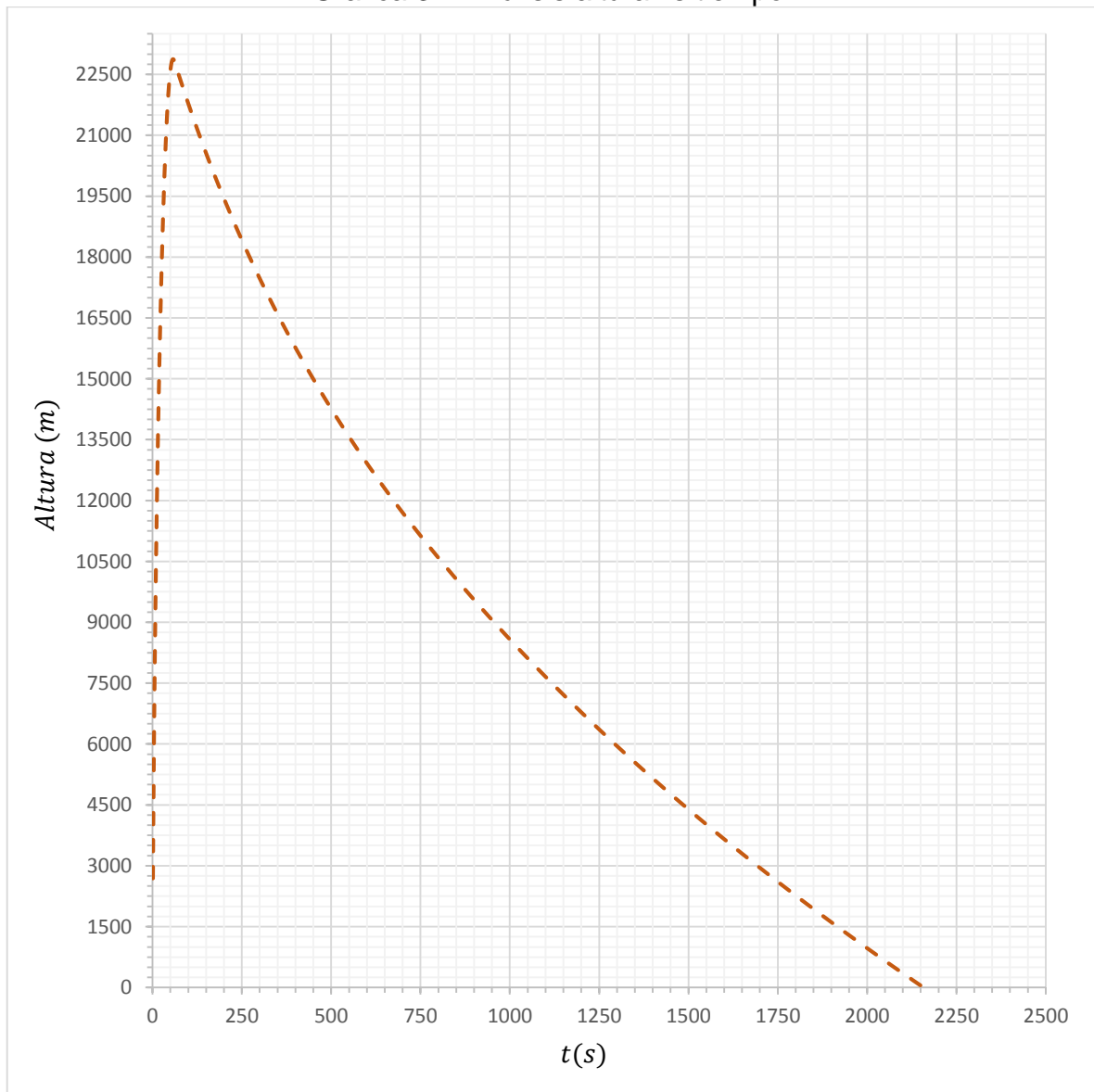
Fuente: Autores del proyecto.

³³⁸ MURCIA P, Jhonathan. Estudio de la trayectoria de un cohete de tres etapas lanzado desde el territorio colombiano.2014.Septiembre.120p.

³³⁹ MEJIA, Javier. CÁCERES. Jorge. Análisis De La Trayectoria Del Cohete Sonda Libertador I Implementando Una Segunda Y Tercera Etapa.2014.Enero 28.Bogotá.91p.

En la gráfica 30 se puede observar el cambio de velocidad desde que el cohete realiza la ignición hasta llegar a su apogeo a 22700 metros, 22,7 km y el paracaídas realiza su apertura y la velocidad de descenso es cerca a los 6 m/s llegando a 0 metros de altura, en la gráfica 31 se observa el tiempo de la misión desde el despegue del cohete hasta llegar a apogeo y el descenso del paracaídas con un tiempo total de descenso de 2099 segundos y 49,98 min.

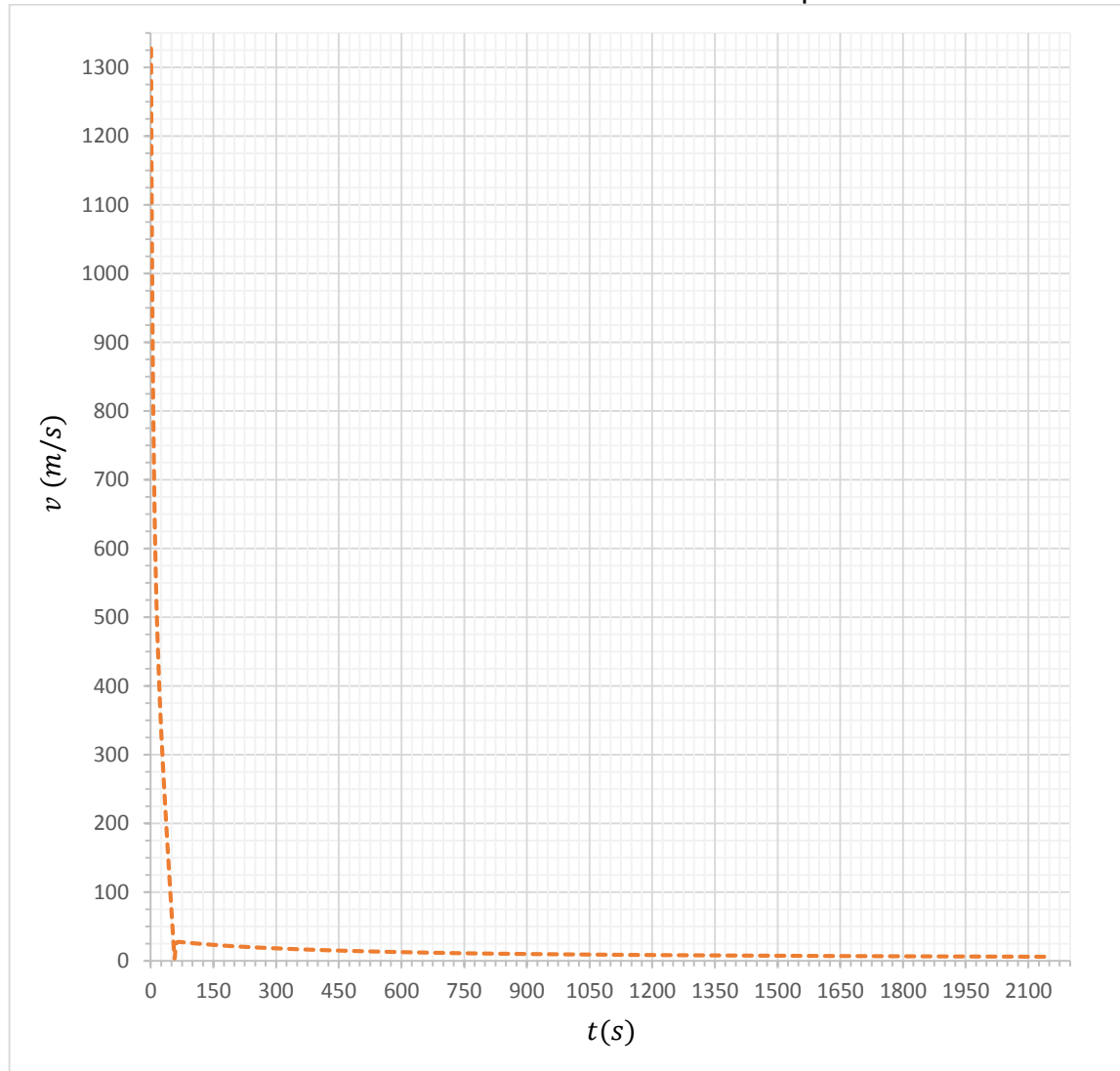
Grafica 31. Análisis altura vs tiempo.



Fuente: Autores del proyecto.

En la gráfica 32 se puede observar la velocidad del sistema en función del tiempo donde se puede observar que esta tiene un decremento y disminuye hasta llegar cerca a los 6 m/s.

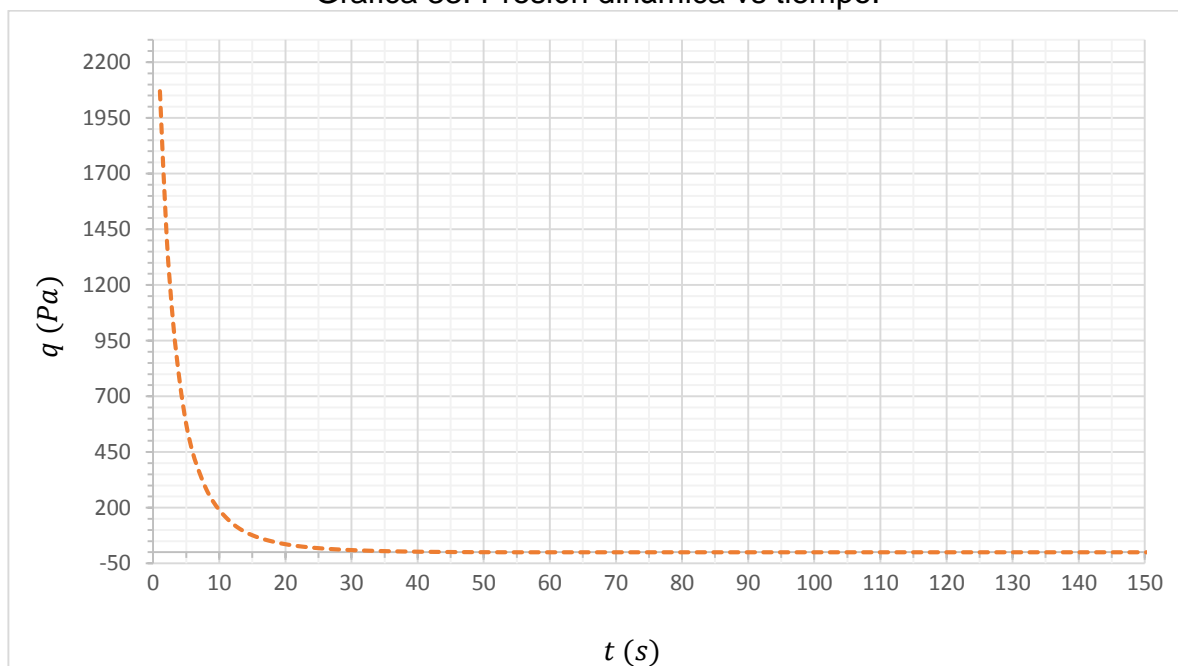
Grafica 32. Analisis Velocidad vs tiempo.



Fuente: Autores del proyecto.

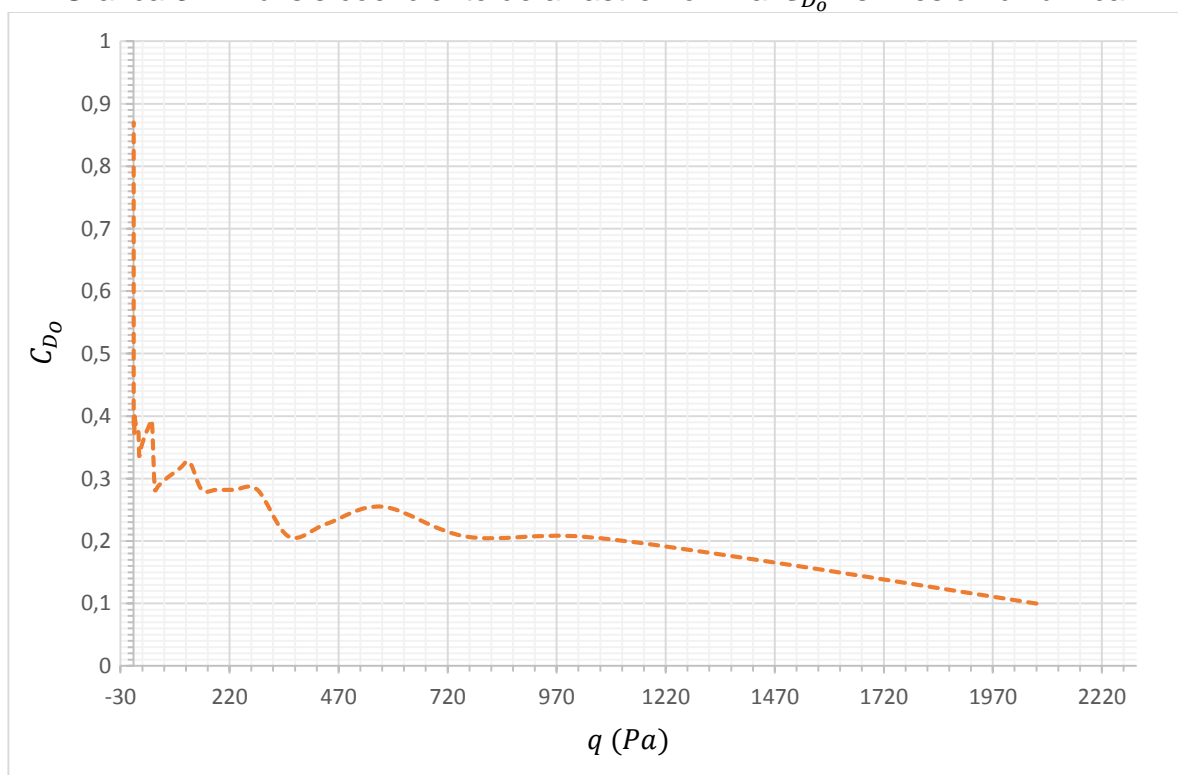
En la gráfica 33 se observa la presión dinámica en el sistema iniciando en el cohete y cambiando al paracaídas donde la presión dinámica disminuye hasta mantenerse constante, en la gráfica 34 se puede observar el cambio del coeficiente de arrastre nominal en función de la presión dinámica y se puede ver que la presión dinámica disminuye en el paracaídas donde el coeficiente de arrastre va en aumento hasta 0,87, en la gráfica 35 se puede observar el cambio del coeficiente de arrastre en función de la densidad va en aumento donde manteniéndose constante en el descenso.

Grafica 33. Presión dinámica vs tiempo.



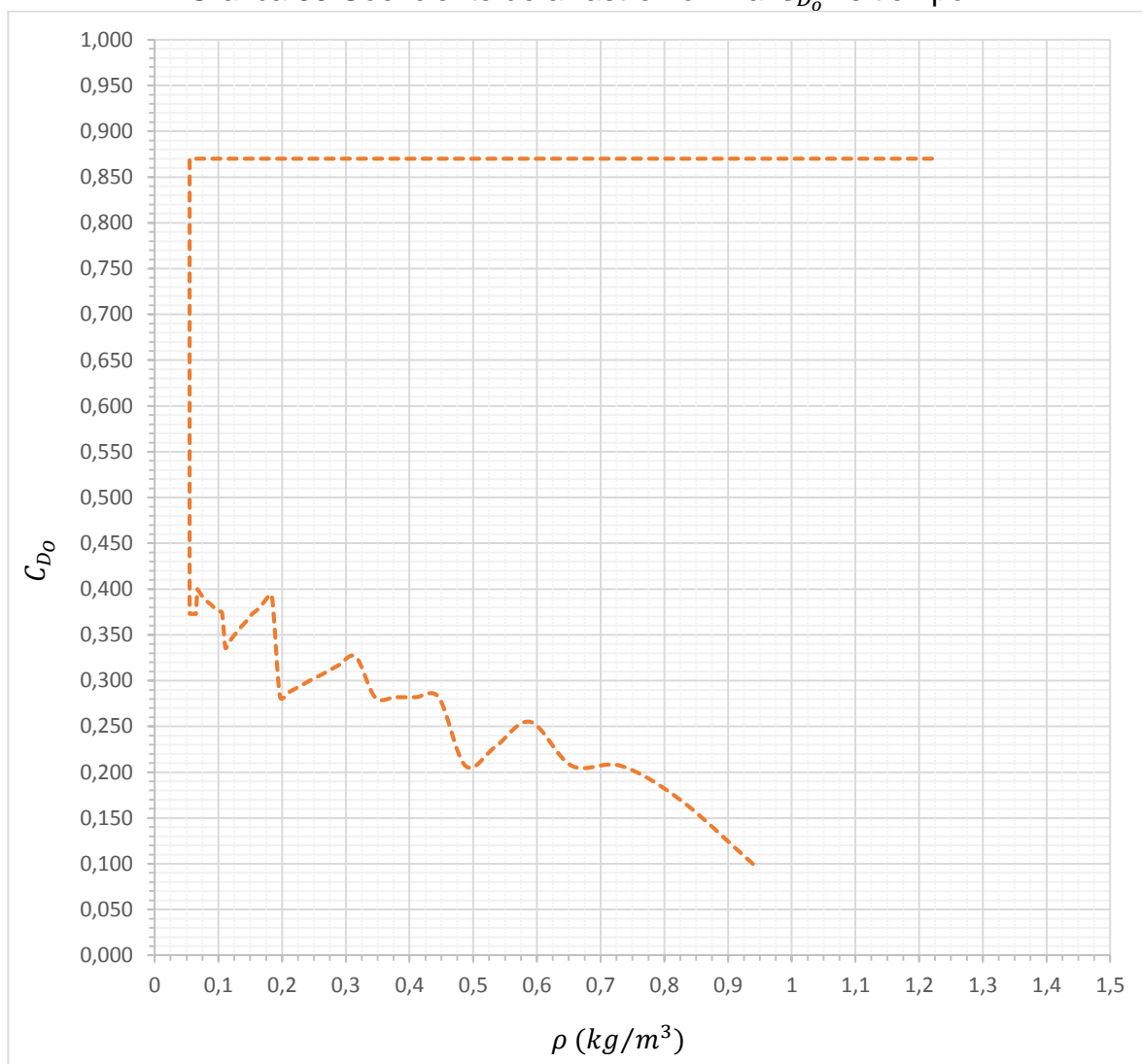
Fuente: Autores del proyecto

Grafica 34. Análisis coeficiente de arrastre nominal C_{D_0} vs Presión dinámica.



Fuente: Autores del proyecto.

Grafica 35. Coeficiente de arrastre nominal C_{D_0} vs tiempo.



Fuente: Autores del proyecto.

18. CONCLUSIONES

Se diseñó y construyó un sistema de recuperación para el grupo de investigación en Ciencias Aeroespaciales (GICA) de la Fundación Universitaria los Libertadores apoyado por el grupo de semilleros de investigación AERODES&I-Coheteria, para la recuperación del cohete sonda Libertador I. este sistema está compuesto por un paracaídas y sistema de expulsión; el paracaídas en su toldo está formado de 16 gajos los cuales fueron contruidos con nylon ripstop y las 16 líneas de suspensión colocadas fueron en kevlar esto con el fin de cumplir las condiciones físicas y mecánicas requeridas en la etapa del diseño. El sistema de expulsión fue fabricado en duraluminio 7075.

Se construyó el paracaídas tipo *flat extended skirt 10 % con falda* porque es la configuración más adecuada a utilizar debido a su alto coeficiente de arrastre obtenido, en comparación con los diferentes tipo de paracaídas implementados en las pruebas del túnel de viento, donde a su vez se observó que este tipo de paracaídas seleccionado presenta una mayor estabilidad y menor cantidad de oscilaciones a diferencia de los demás modelos contruidos, debido a la falda que se implementó en el modelo seleccionado teniendo en cuenta que no se encuentra información de este tipo de paracaídas "*flat extended skirt 10 %*" con una configuración de falda.

Los materiales adecuados para la construcción del paracaídas son: el nylon ripstop para la tela teniendo en cuenta que en la investigación realizada en este proyecto se observó, que el nylon ripstop es el mejor material que se ha implementado en la construcción de paracaídas a partir de la Segunda Guerra Mundial en cuanto a sus características físicas y mecánicas donde se destaca por su alta resistencia a la rotura, bajo peso, facilidad de plegado y reducción de volumen para guardarlo en espacios reducidos. En cuanto a las líneas de suspensión el kevlar es el mejor material ya que este es el adecuado para soportar las tensiones que ejerce el toldo en su apertura evitando así la pérdida de los sistemas del cohete, también se tiene en cuenta por la alta resistencia a la temperatura.

Los resultados obtenidos de las simulaciones computacionales muestran que estos se encuentran en un orden de magnitud muy cercano a los C_D resultados experimentales obtenidos en el túnel de viento con los diferentes tipos de modelos implementados en estas pruebas, se debe tener en cuenta que en las simulaciones computacionales se simula un toldo sólido y rígido sin líneas de suspensión y en el experimental se tiene un cuerpo poroso flexible con las líneas de suspensión.

El sistema de expulsión debe ser fácil y rápido para su ensamblen el momento de colocar el propelente y el ignitor dentro del sistema, es indispensable que el ignitor tenga un contacto único con el propelente con el fin de evitar que la superficie del sistema de expulsión desvíe la carga que es necesaria para la explosión.

Al observar el comportamiento del material después de la prueba se concluye que es necesario un anclaje de la tapa de la cámara de combustión donde se deposita el propelente en cuatro puntos y no en dos como se probó, ya que se evidenció que el aumento de presión y temperatura dentro del sistema hizo ceder el material hasta flexionarlo en sus puntos de anclaje.

Se recolectó información acerca de los diferentes tipos de paracaídas existentes en el mundo para las diversas aplicaciones aeroespaciales, donde la información se clasificó a nivel internacional y nacional, la cual permitió identificar las características de diseño, rendimiento y construcción, observando que los sistemas de recuperación son desarrollados y diseñados a partir de las necesidades de las diferentes aplicaciones que puede llegar a tener las investigaciones, en este proyecto se realizó un análisis en el cual se determinó las dimensiones, tipos y materiales necesarios para el estudio de los sistemas de recuperación implementados alrededor del mundo obteniendo así una configuración adecuada para este sistema del cohete sonda Libertador I.

19. RECOMENDACIONES

Actualmente en el país no se encuentra investigaciones sobre el estudio de los paracaídas debido al poco desarrollo aeroespacial de la nación, cabe mencionar que solo se realizan reparaciones y construcciones de algunos paracaídas estándar para la Fuerza Aérea Colombiana (FAC), se recomienda profundizar en este tipo de investigaciones que generan conocimiento aeroespacial, en cuanto al desarrollo de nuevos sistemas de recuperación para diferentes equipos como lo pueden ser; cargas, tripulaciones, cohetes, cohetes sonda, aeronaves de bajo rendimiento, entre otras aplicaciones que pueden tener los paracaídas.

Para la construcción del paracaídas se recomienda usar los materiales seleccionados en este proyecto con el fin de obtener un resultado más óptimo en su desempeño y a su vez obtener la resistencia física y mecánica de los materiales para evitar que la carga se pierda.

Se recomienda hacer la tomar datos experimentales a la intemperie por medio de ayudas computacionales e instrumentos sofisticados ya que es ahí donde se observara el verdadero comportamiento del paracaídas en cuanto a la conducta física y real aerodinámico de este sistema sometido a todos los aspectos atmosféricos terrestres que no son posibles considerar en un túnel de viento.

Se recomienda cortar la tela con el suficiente espacio de tolerancia porque a su vez garantizara una costura eficiente donde se evitara que la tensión generada en la apertura del paracaídas concluya en el desgarre de la tela por el poco espacio de tolerancia asignado en la secciones de las costuras.

Es recomendable usar colores que no se confundan con el contraste de la atmosfera ya que en el momento de localizar el sistema de recuperación en el aire se tiende a confundir con los colores de la atmosfera y es difícil así poder capturar imágenes o hacer seguimiento del sistema por videocámara o simplemente visual.

Es recomendable usar luces en el toldo o algún sistema lumínico en el paracaídas para su identificación en la noche, pero se debe tener en cuenta que este tipo de sistemas aumentarían el peso.

Es necesario tener en cuenta que al usar más dispositivos en el sistema de recuperación generaran un mayor rendimiento pero a su vez será necesario aumentar su peso permito y espacio de almacenamiento que no lo ayudan a mejorar su efectividad en esta misión del cohete sonda Libertador I.

Se recomienda doblar e inspeccionar el paracaídas por cada ciclo de utilización con el fin de mantenerlo en buenas condiciones para su reutilización y encontrar daños en el paracaídas en cada revisión, debido a que en el momento que el paracaídas llega a la superficie terrestre puede encontrarse en diferentes ambientes que causen

daños en el sistema, de igual manera es indispensable rectificar que sus líneas de suspensión se encuentren separadas una de la otras para un buen funcionamiento y despliegue del próximo lanzamiento u misión.

Es indispensable usar los instrumentos e instalaciones adecuadas para las pruebas en túnel de viento ya que si no cuenta con los medios apropiados para la toma de datos, los valores no serán lo suficientes asertivos y a la hora de comparar estos con otros tomados en experimentos en la intemperie darán un rango de error considerable.

En el momento de realizar los diseños CAD de los tipos de modelos de paracaídas se recomienda hacerlos, lo más sencillos y exactos posibles en cuanto al dimensionamiento que este pueda tener con el fin de obtener el mejor resultado en la comparación de los datos experimentales de ANSYS y los datos obtenidos experimentalmente en el túnel de viento.

Es recomendable usar hilo de nylon para las costuras ya que estas estarán expuestas a tensiones y esfuerzos que un hilo normal de poliéster no soporta, provocando que se fatigue y se empiece a deshacer la costura por lo cual no se garantiza la seguridad del paracaídas en su funcionamiento homogéneo para la recuperación de la carga, ni cumplimiento de la misión.

Es necesario verificar que en la bahía de carga no se hallen elementos que puedan conllevar a un mal funcionamiento del sistema de expulsión, se recomienda hacer las inspecciones necesarias de la bahía de carga verificando que el sistema se encuentre en buenas condiciones donde no se encuentren acoples o abolladuras que estén obstruyendo el funcionamiento correcto del sistema.

Se recomienda tener en cuenta el espacio aéreo donde se vayan a realizar las pruebas experimentales del sistema de recuperación ya que se puede estar infringiendo normas nacionales de utilización de espacio aéreo colombiano.

A la hora de realizar las pruebas experimentales del sistema de expulsión se recomienda estar con un experto en la manipulación del propelente y a su vez tener las medidas de seguridad adecuadas para la ocasión con el fin de disminuir el riesgo de un accidente.

Para la realización de la tapa del cilindro de la cámara de combustión del sistema de expulsión se recomienda implementar y rediseñar su sistema de anclaje e ignición para un buen funcionamiento debido a que el costo para la construcción y mecanización de estos sistemas es alto.

A la hora de realizar tomas fotográficas o de video se recomienda utilizar una video cámara de alta velocidad, con el fin de observar y analizar el comportamiento detalladamente del paracaídas.

Se recomienda realizar experimentos de estos tipos de sistemas (paracaídas) en túneles de viento supersónicos ya que en el país no se cuenta con la infraestructura para realizar este tipo de experimentos del cual sería interesante observar el comportamiento y desempeño del paracaídas en este régimen de vuelo.

20. BIBLIOGRAFÍA

BABBAR Yogesh. Computational Analysis of Ram Air Parachute Canopy Using Panel Methods. Department of Aeronautical Engineering, Punjab Engineering College, Chandigarh 160012. 11 p.

BABBAR, Yogesh. Computational Analysis of Ram Air Parachute Canopy Using Panel Methods. En: Punjab Engineering College, Chandigarh 160012. 11 p.

BEHR, Vance. WOLFE, Walter. y PETERSON, Carl. An Overview of the Development of a Vortex Based Inflation Code for Parachute Simulation. Albuquerque, Neuvo Mexico. Sandia Laboratories. Junio, 1999. AIAA 99-1726. 13 p.

BRADSHAW, Charles F. A Spin-Recovery Parachute System for Light General-Aviation Airplanes. Hampton, Virginia: NASA, 1980. 16 p.

BUGG, Frank. Effects of Aspect Ratio and Canopy Shape on Low-Speed Aerodynamic Characteristics of 50.0° Swept Para Wings. En: NASA. Julio, 1995. 46 p.

BURK, Sanger. BOWMAN, James. y WHITE William. Spin-Tunnel Investigation of the Spinning Characteristics of Typical Single-Engine General Aviation Airplane Designs. Hampton, Virginia: NASA, 1977. 31 p.

BURK, Sanger. Summary of Design Considerations for Airplane Spin-Recovery Parachute Systems. TN D-6866. Hampton, Virginia: NASA, Agosto de 1972. 60 p.

CHARCZENKO, Nickolai. Aerodynamic characteristics of towed spheres, conical rings, and cones used as decelerators at Mach numbers from 1.57 to 4.65. Hampton, Virginia. Abril, 1963. NASA TN D-1789. 82 p.

CHARCZENKO, Nickolai. Wind-Tunnel Investigation of Drag and Stability of Parachutes at Supersonic Speeds. Langley Station, Hampton, Va. Agosto, 1964. NASA TM X-991. 24 p.

CLINTON, Johnson. Investigation Op the Characteristics Op 6-foot Drogue-Stabilization Ribbon Parachutes at High Altitudes and Low Supersonic Speeds. California. Noviembre, 1960. NASA TM X-448. 42 p.

COCEAL, O. y BELCHER, S. A Canopy Model of Mean Winds through Urban Areas. En Q. J. R. Meteorol. Soc. 2004. 1349–1372, p.

COCHRANE, Cedric. LEWANDOWSKI, Maryline. y KONCAR, Vladan. A Flexible Strain Sensor Based on a Conductive Polymer Composite for in situ Measurement

of Parachute Canopy Deformation. En: Sensors. Septiembre, 2010. 8291 – 8302, p. ISSN 1424-8220.

COUCH Lana. Drag and Stability Characteristics of a Variety of Reefed and Unreefed Parachute Configurations at Mach 1.80 with an Empirical Correlation for Supersonic Mach Numbers. Hampton Virginia. Febreo, 1997. NASA TR R – 429. 112 p.

CRISTOPHER, Jason. Computation Aerodynamics Modeling of the Reefed Stages of Ringsail Parachutes. Houston, Texas. 2009. 18 p.

CROOM, Delwin. NAESETB, Rodger. y SLEEMAN, William. Effects of Canopy Shape on Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a 55° Swept Parawing with Large-Diameter Leading Edges. En: NASA Langley Station, Hampton, Va. TN D-2551. Diciembre, 1964. 104 p.

CRUZ, J. y KANDIS, M. Opening Loads Analyses for Various Disk-Gap-Band Parachutes. Hampton, Va. Mayo, 19-22, 2003. AIAA 2003-2131. 18 p.

CRUZ, J. y MINECK, R. Wind Tunnel Testing of Various Disk-Gap-Band Parachutes. Hampton, Va. Mayo, 19-22. 2003. AIAA 2003-2129. 17 p.

DESABRAIS, Kenneth. Velocity Field Measurements in the Near Wake of a Parachute Canopy. Worcester Polytechnic Institute. Abril, 2002. 148 p.

DESAI, Prasun. Flight reconstruction of the mars pathfinder Disk-gap-band parachute drag coefficient. Hampton, Va. Mayo, 2003. 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems. AIAA-2003-2126. 7 p.

DESAI, Prasun. Re-Examination of Mars Pathfinder Parachute Drag Coefficient Estimate. NASA Langley Research Center. 10 p.

DESAI, Prasun. SCHOFIELD, John. y LISANO, Michael. Flight Reconstruction of the Mars Pathfinder Disk-Gap-Band Parachute Drag Coefficient. Monterey, CA, 19-22 May 2003. Technology Conference and Seminar, 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems. 7 p.

DOOLEY, Jessica. y LORENZ, Ralph D. Parachute Dynamics Investigations Using A Sensor Package Airdropped from A Small-Scale Airplane. USA: Universidad de Arizona. 8 p.

ECKSTROM, Clinton. Flight Test of a 40-Foot-Nominal-Diameter Disk-Gap-Band Parachute Deployed at a Mach number Of 3.31 and a Dynamic Pressure of 10.6 Pounds per Square Foot. Langley station, Hampton, Va. Febrero, 1970. NASA TM x-1924. 49 p.

ECKSTROM, Clinton. High-Altitude Flight Test of a 40- Foot-Diameter (12.2-Meter) Ringsail Parachute at a Deployment Mach number Of 2.95. Hampton, Va. Junio, 1970. NASA TN D-5796. 51 p.

ECKSTROM, Clinton. y BRANSCOME, Darrell. High-Altitude Flight Test of a Disk-Gap-Band Parachute Deployed behind a Bluff Body at a Mach number Of 2.69. Hampton, Va. Diciembre, 1972. NASA TM X- 2671. 72 p.

ECKSTROM, Clinton. y MURROW, Harold. Flight Tests Of Cross, Modified Ringsail, and Disk-Gap-Band Parachutes From A Deployment Altitude of 3.05 Km (10 000 Ft). Hampton, Va. Junio, 1971. NASA TM X-2221. 60 p.

ECKSTROM, Clinton. y MURROW, Harold. Flight tests of cross, modified ringsail, and disk-gap-band parachutes from a Deployment Altitude of 3.05 km (10000 ft). Hampton, Va. Juino, 1971. NASA TM X-2221. 60 p.

ECKSTROM, Clinton. Y MURROW, Harold. Flight Tests of Cross, Modified Ringsail, and Disk-Gap-Band Parachutes from a Deployment Altitude of 3.05 km (10000 ft). Washington, Junio. 1971. NASA TM X-2221. 60 p.

Ellen Longmire, Ellen. HENNING, Elsa. y SINCLAIR, Rob. Subscale Test Program for the Orion Conical Ribbon Drogue Parachute. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, CA, 91109. 11 p.

FAUROTE, G. Design of Disk-Gap-Band and Modified Ringsail Parachutes and Development of Ballute Apex Inlet for Supersonic Application. Akron, Ohio. NASI-8564. 92 p.

FAUROTE, L. Design of Disk-Gap-Band and Modified Ringsail Parachutes and Development of Ballute Apex Inlet for Supersonic Application. Ohio. NASI – 8564. 92 p.

FERRI, Antonio. Method for Evaluating From Shadow or Schlieren Photographs the Pressure Drag in Two-Dimensional or Axially Symmetrical Flow Phenomena with Detached Shock. Washington, NACA, Febrebo, 1949. NACA TN No. 1808. 18 p.

FOUGHNER, Jerome. Y C, Alexander. Wind-Tunnel Tests Of Modified Cross, Hemisflo, And Disk-Gap-Band Parachutes With Emphasis in the Transonic Range.

FOUGHNER, Jerome. Y c, William. Wind-Tunnel Tests Of Modified Cross, Hemisflo, And Disk-Gap-Band Parachutes With Emphasis in the Transonic Range. Hampton, Va. Noviembre, 1974. NASA TN D-7759. 39 p.

GHAEM-MAGHAMI, E. DESABRAIS, K.J. y JOHARI, H. Measurement of the Geometry of a Parachute Canopy using Image Correlation Photogrammetry. En: 19th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar. AIAA 2007-2568. 21 – 24. Mayo, 2007. Williamsburg, VA. 10 p.

GROSS, Reinhold. Novel Canopy Designs and Utilization. California: Department of Defense Joint Parachute Facility. Abril de 1964. 18 p.

GROSS, Reinhold. y RIFFLE, Arnold. Performance Evaluation of the Vortex Ring Parachute Canopy. ASD Technical Report 61-410. Octubre, 1961. 109 p.

GUGLIERI, Giorgio. Parachute-Payload System Flight Dynamics and Trajectory Simulation. Italia. Marzo, 2012. Artículo ID 182907, 17 p.

HAAK, E. y HUBERT R. Drag and Stability of Guide Surface, Ribbon, and Ringslot Parachutes at High Subsonic Speeds. Minnesota. Technical Report Affdl-TR-65-108. Septiembre, 1965. 64 p.

HAAK, E. y HUBERT, R. Drag and Stability of Guide Surface, Ribbon, and Ringslot Parachutes at High Subsonic Speeds. University of Minnesota. Septiembre, 1965. AFFDL-TR-65-108. 64 p.

HAAK, E. y HUBERT, R. Drag and Stability of Guide Surface, Ribbon, and Ringslot Parachutes at High Subsonic Speeds. Minnesota. Septiembre, 1965. AFFDL-TR-65-108. 64 p.

HAAK, Eugene. Y NICCUM, Ronald. Pressure Distribution Measurements of Conventional Ribbon Parachutes in Supersonic Flow. Minnesota. Diciembre, 1962. ASD-TDR-62. 38 p

HEINRICH, H. NIETZ, Thomas. Y LIPPA, Harvey. Aerodynamic Characteristics of the Parafoil Glider and Other Gliding Parachutes. Wright-Patterson Air Force Base, Ohio. Diciembre, 1962. RTD-TDR-63-4022. 58 p.

HEINRICH, H. SHELDON, R. Y STUMBRIS, G. Drag Coefficients of Several Bodies of Revolution at Transonic and Supersonic Velocity. University of Minnesota, Minneapolis, Minnesota. Septiembre, 1964. ASD-TDR-63-663. 53 p.

HEINRICH, Helmut. NOREEN, Robert. y HEDTKE, James. Analysis of the Opening Dynamics of Solid Flat and Ringslot Parachutes with Supporting Wind Tunnel Experiments. Minnesota. Febrero, 1972. AFFDL-TR-71-95.

HENNEL, Joseph. GERIG, Lynn. Y SCHIELE, Jimmie. Investigation and Assessment of Hardware for Guidance of Gliding Airdrop Systems. Linda Hall library. Indiana. Febrero, 1979. 292 p.

HOGUE, Jeffrey. y ALLEN, Wade. Virtual Reality Parachute Simulation for Training and Mission Rehearsal. Boston, MA. Mayo, 2001. AIAA 2001-2061. 9 p.

HOGUE, Jeffrey. y HOGUE, Marion. Teaching Emergency Ejection and Egress Parachuting With Virtual Reality Simulation. California. Agosto, 2001. 7 p.

JAMES, CONNORS. Annular Supersonic Decelerator or Drogue Inventor. Int. CL.: 244-113. 20 de diciembre de 1960. Estados Unidos, Patente de investigación. Patente número. 3,098,630. 23 de Julio de 1963.

JEREMENKO, I. STEINBERG, S. y FAYE, Petersen. Scale Model Test Results of the Viking Parachute System at Mach Numbers from 0.1 through 2.6. noviembre, 1971. TR-3720181. 71 p.

JOHARI, Hamid. y DESABRAIS, Kenneth. Vortex shedding in the near wake of a parachute canopy. En: J. Fluid Mech. Cambridge University Press, vol. 536, p. 185–207

JONES, Thomas. DOWNEY, James. y LUNSFORD, Charles. Experimental Methods Using Photogrammetric Techniques for Parachute Canopy Shape Measurements. En: NASA Langley Research Center, Hampton VA, 23681. 10 p.

KALRO, Vinay. y TEZDUYAR Tayfun. A Parallel 3d Computational Method for Fluid-Structure Interactions in Parachute Systems. En: Computer. Methods Applied Mechanics and Engineering. USA. Julio de 1999, p. 321-332.

KAMINER, Isaac. YAKIMENKO, Oleg. Development of Control Algorithm for the Autonomous Gliding Delivery System. Department of Aeronautics and Astronautics, Naval Postgraduate School, Monterey, California, CA. AIAA-2003-2116. 19-22 Mayo. 2003. 16 p.

KIKER, Jhon. The Apollo Earth Landing System. Germania. Septiembre, 1969. NASA. 47 p.

KNACKE, T. The Apollo Parachute Landing System. California. Septiembre, 1968. AIAA. 28 p.

LANG, J. Free-Flight Test Results of Scale Models Simulating Viking Parachute/Lander Staging. Diciembre, 1973. TR-3720386. 51 p.

LAUNDSTROM, Reinald. Y RAPER, James. Flight Tests of Viking Parachute System in Three Mach number Regimens. Hampton, Va. Octubre, 1974. NASA TN D-7692. 163 p.

LAWRENCE, Charles. Y GEORGIADIS, Nicholas. Effect of Orion Post-Touchdown Parachute Release Time on Vehicle Rollover. Ohio. NASA/TM—2008-215066. 19 p.

LUDTKE, William. Effects of Canopy Geometry on the Infinite Mass Opening-Shock Factor Of A Cross Parachute with A W/L Ratio of 0.26. Julio, 1973. NOL TR 73-157. 28 p.

LUDTKE, William. Effects of Canopy Geometry on the Infinite Mass Opening-Shock Factor Of A Cross Parachute with A W/L Ratio of 0.264. Naval Ordnance Laboratory. Julio 31, 1973. 28 p.

LUDTKE, William. Force Distribution in the Suspension Lines of Cross Parachutes. Virginia. Diciembre, 1989. NSWC TR 89-306. 64 p.

LUNDSTROM, R. y DARNELL, Wayne. Performance of a 16.6-Meter Diameter Cross Parachute in a Simulated Martian Environment. Hampton, Virginia. NASA TM X-1543 40 p.

MURCIA P, Jhonathan. Estudio De La Trayectoria De Un Cohete De Tres Etapas Lanzado Desde El Territorio Colombiano.2014.Septiembre.120p.

MEJIA, Javier. CÁCERES. Jorge. Análisis De La Trayectoria Del Cohete Sonda Libertador I Implementando Una Segunda Y Tercera Etapa.2014.Enero 28.Bogotá.91p.

MANSFIELD, David. Engineering design manual of para-chute decelerator characteristics for space shuttle solid rocket booster recovery. Ohio. Mayo, 1973. NAS8-29144. 147 p.

MAYBUE, Robert. y BOBBITT, Percy. Drag Characteristics of a Disk Gap-Band Parachute with a Nominal Diameter of 1.65 Meters at Mach Numbers from 2.0 to 3.0. NASA Langley Research Center, Virginia. Octubre, 1972.NASA TN D – 6894. 43 p.

MAYBUE, Robert. y BOBBITT, Percy. Drag Characteristics of a Disk-Gap-Band Parachute with a Nominal Diameter of 1.65 Meters at Mach Numbers from 2.0 to 3.0. Hampton, Va. Octubre. 1972. NASA TN D-6894. 43 p.

McEWAN, J. y MICKEY, F. Investigation of Prediction Methods for the Loads and Stresses of Apollo Type Spacecraft Parachutes Volume I – Loads. California. Junio, 1970. NVR-6431. 371 p.

McQUILLING, Mark. y POTVIN Jean. Effect of the Transient Nature of Flow on Annular Parachute Drag Prediction. En: Journal of Aircraft. Marzo – Abril, 2012, vol. 49 2. 566 - 575, p.

MCQUILLING, Mark. Y POTVIN, Jean. Effect of the Transient Nature of Flow on Annular Parachute Drag Prediction. Journal of aircraft. Vol. 49, No. 2, March–April 2012. 10 p.

MEYERSON, Robert. Space Shuttle Orbiter Drag Parachute Design. NASA Johnson Space Center. AIAA 2001-2051. 9 p.

MOORMAN, Creighton. Fluid-Structure Interaction Modeling of the Orion Spacecraft Parachutes. Houston, Texas. Abril, 2010. 134 p.

MORRIS, Owen. Holes in Canopy of Main Parachute. En: NASA. MSC-07641 Houston, Texas. Diciembre, 1972. 7 p.

MUKUNDA, M. y SCHOCK, A. Rtg Impact Response to Hard Landing During Mars Environmental Survey (Mesur) Mission. Marzo, 1992. FSC-ESD-217-92-508. 12 p.

MURRAY, H. Parachute Subsystem Apollo Block II Increased Capability Earth Landing System Final Report of the Series 85 Qualification Drop Tests. California. Agosto, 1968. NVR-6070. 121 p.

NELSEN, James. Computational Fluid Dynamic Studies of a Solid and Ribbon 12 Gore Parachute Canopy in Subsonic and Supersonic Flow. Sandia National Laboratories. Mayo de 1995. AIAA-95-1558. 12 p.

NELSEN, James. Computational Fluid Dynamic Studies of a Solid and Ribbon 12-Gore Parachute Canopy in Subsonic and Supersonic Flow. AIAA 13th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference. Mayo, 1995. 12 p.

NELSEN, James. Computational Fluid Dynamic Studies of a Solid and Ribbon 12-Gore Parachute Canopy in Subsonic and Supersonic Flow. Clearwater Beach, FL. Mayo, 1995. AIAA-95-1558. 12 p.

NORMAN, Leland. Y SUIT, Kenneth. An Investigation of the Initial Century Series Ringsail Parachute. Texas. Agosto, 1970. NASA TN D-5968. 62 p.

OTTENSOSER, Jonah. Ribbon and Gliding Type Parachutes Evaluated in the 7 by 10 Foot Transonic Wind Tunnel. Mexico. Abril, 1975. TM 16-75-06. 196 p.

PEPPER, William. Comparison of Retardation Efficiency of a Single-Ribbon Parachute with a Cluster of Four-Ribbon Parachutes. Nuevo Mexico. Junio, 1975. SAND75-0027. 24 p.

PETERSON, Carl. y JOHNSON, Donald. An Experimental and Theoretical Investigation of the Reduction in Parachute Drag Caused by fore body Wake Effects: Data Compilation and Program Summary. Sandia Report. Noviembre, 1982. SAND81 - 0510. 48 p.

PINNELL, William. Materials and Design Criteria for Kevlar-29 Ribbon Parachutes. Abril, 1982. AFWAL-TR-81-31 38. 269 p.

PREISSER, John. Y ECKSTROM, Clinton. Flight Test of a 30-Foot-Nominal-Diameter Cross Parachute Deployed at a Mach number Of 1.57 and a Dynamic Pressure of 9.7 Pounds per Square Foot. Hampton, Virginia. NASA TM X-1542. Abril, 1968. 55 p.

PREISSER, John. y Grow, Bruce. High-Altitude Flight Test of a Reefed 12.2-Meter-Diameter Disk-Gap-Band Parachute with Deployment at a Mach number Of 2.58. Hampton, Va. Septiembre, 1971. NASA TN D-6469. 67 p.

QUEEN, Eric. y RAISZADEH, Behzad. Validation of Multibody Program to Optimize Simulated Trajectories II Parachute Simulation with Interacting Forces. Hampton, Va. Octubre, 2009. NASA/TP-2009-215765. 86 p.

QUEEN, Eric. y RAISZADEH, Ben. Mars Smart Lander Parachute Simulation Model. Hampton, Virginia. Agosto, 2002. NASA AIAA 2002-4617. 6 p.

QUEEN, Eric. Y RAISZADEH, Ben. Parachute Simulation Model. Monteria, California. Agosto, 2002. AIAA 2002-4617. 6 p.

RAISZADEH, Ben. Multibody Parachute Flight Simulations for Planetary Entry Trajectories Using "Equilibrium Points". Ponce, Puerto Rico. Febrero, 2003. NASA AAS 03-163. 13 p.

REYNOLDS, D. y MULLINS, W. Investigation of Prediction Methods for the Loads and Stresses of Apollo Tgpe Spacecraft Parachutes Volume II – Stresses. California. Junio, 1970. NVR-6432. 276 p.

SAHU, Jubaraj. BENNEY, Richard. y RAMAKRISHNAN, Sekaripuram. Computational Fluid Dynamics Modeling of Parachute Clusters. Army Research Laboratory. Noviembre de 1997. ARL-TR-1440. 33 p.

SAHU, Jubaraj. COOPER, Gene. y BENNEY, Richard. 3-D Parachute Descent Analysis Using Coupled Computational Fluid Dynamic and Structural Codes. En: Army Research Laboratory, ARL-TR-1435. Septiembre, 1997. 31 p.

SCHER, Stangley. Y GALE, Lawrence. Wind-Tunnel Investigation of the Opening Characteristics, Drag, and Stability of Several Hemispherical Parachute. Washington, NACA. Abril, 1949. 31 p.

SCHER, Stanley. y YOUNG, Irene. Drag Coefficients for Partially Inflated Flat Circular Parachutes. Washington, D. C. Septiembre, 1971. NASA TN D-6423. 13 p.

SCHMIDT, Jason y McFADDEN, Peter. Reefing of Quarter Spherical Ribbon Parachutes used in the Ares I First Stage Deceleration System. United Space Alliance, LLC, Cape Canaveral, FL, 32920. 5 p.

SCHOECK, P. HOOL, J. y ECKERT, E. Experimental Studies for Determining Heat Transfer on the Ribbons of First Type Parachutes. Minneapolis, Minnesota. Febrero, 1960. Wadc Technical Note 59-345. 106 p.

SCHOFIELD, John. Y LISANO, Michael. Flight Reconstruction of the Mars Pathfinder Disk-Gap-Band Parachute Drag Coefficient. Pasadena. 17th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems. Technology Conference and Seminar. Monterey, CA, 19-22 Mayo. 2003. 7 p.

SCOTT, C. y ECKERT, E. Experiments on the Thermal Performance of Ribbon Parachutes. Minnesota. Mayo, 1965. AFFDL-TR-64-192. 78 p.

STEIN, Keith. Et al. Parachute Fluid - Structure Interactions: 3-D Computation. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering USA. Junio, 1998. 14 p.

STEIN, Keith. TAYFUN, Tezduyar. y BENNEY Richard. Computational Methods for Modeling Parachute Systems. En: IEEE, Enero – Febrero, 2003, p. 39 – 46.

STRICKLAND, J. HOMICZ, F. y PORTER, V. On the Development of a Gridless Inflation Code for Parachute Simulations. Albuquerque, Septiembre, 2000. AIAA-2001. 8 p.

STRICKLAND, James. Y MECHA Michael. Wake Recontact: An Experimental Investigation Using A Ringslot Parachute. Estados Unidos. Junio, 1969. Sandia Report. SAND88-3058. 52 p.

TALAY, Theodore. LAMONT, Pople. y WAITLOCK, Charles. The Effect of Suspension-Line Length on Viking Parachute Inflation Loads. Hampton, Va. Septiembre, 1971. LWP-985. 2 p.

TALAY, Theodore. Parachute-Deployment-Parameter Identification Based on an Analytical Simulation of Viking BLDT AV-4. Hampton, Va. Agosto, 1974. NASA TN 0-7678. 51 p.

TALAY, Theodore. Parachute-Deployment-Parameter Identification Based on an Analytical Simulation of Viking BLDT Av-4. Hampton, Va. Agosto, 1974. NASA TN D-7678. 51 p.

TALAY, Theodore. y POOLE, Lamont. The Effects of Parachute System Mass and Suspension-Line Elastic Properties on the LADT # 3 Viking Parachute Inflation Loads. Hampton, Va. Diciembre, 1971. LWP-1021. 26 p.

TANNECHILL, B.K. Testing and Environmental Exposure of Parachute Materials for the Solid Rocket Booster Decelerator Subsystem. Alabama. 1978. NASA Technical Memorandum 78204. 68 p.

TEZDUYAR, T. y OSAWA, Y. Computer methods in applied mechanics and engineering, 191 (2001) 105 -716.

TEZDUYAR, T. y OSAWA, Y. Fluid. Structure Interactions of a Parachute Crossing the far Wake of an Aircraft. Computer methods in applied mechanics and engineering, 191 (2001) 717-726.

TEZDUYAR, Tayfun. Parallel Three-Dimensional Computation of Fluid Dynamics and Fluid-Structure Interactions of Ram-Air Parachutes. NASA Johnson Space Center. Septiembre, 1998. NASA/NAG 9-919. 28 p.

TEZFUYAR, Tayfun. y OSAWA, Y. The Multi-Domain Method for Computation of the Aerodynamics of A Parachute Crossing the Far Wake of an Aircraft. Computation. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering USA. Enero, 2001. 12 p.

URTEGA, Jajpat. Prediction of the Drag Coefficient of a 20-Degree Conical Ribbon Parachute. Alabama. Septiembre, 1975. 17 p.

UTREJA, Lajpat. Prediction of the Drag Coefficient of a 20-Degree Conical Ribbon Parachute. Huntsville, Alabama. Septiembre, 1975. TN-230-1523. 17 p.

WARE, George. Y LIBBEY, Charles. Wind-Tunnel Investigation of the Static Aerodynamic Characteristics of a Multilobe Gliding Parachute. Langley Stution, Humpton, Va. Julio, 1968. NASA TN D-4672. 24 p.

WATTS, G. Space Shuttle Solid Rocket Booster Main Parachute Damage Reduction Team Report. Alabama. 1993. NASA Technical Memorandum 4437. 96 p.

WHITLOCK, Charles. POOLE, Lamont. y TALAY, Theodore. Postflight Simulation of Parachute Deployment Dynamics of Viking Qualification Flight Tests. Hampton, Va. Septiembre, 1973. NASA TN D-7415. 38 p.

WHITLOCK, Charles. Wind-Tunnel Investigation of Inflation of Disk Gap-Band and Modified Ringsail Parachutes at Dynamic Pressures between 0.24 and 7.07 Pounds per Square Foot. Hampton, Va. Mayo, 1969. NASA TM x-1786. 19 p.

WHITLOCK, Charles. Wind-Tunnel Investigation of Inflation of Disk Gap-Band and Modified Ringsail Parachutes at Dynamic Pressures between 0.24 and 7.07 Pounds per Square Foot. Hampton, Va. Mayo, 1969. NASA TM X-1786. 19 p.

WHITLOCK, Charles. y POOLE, Lamont. Post Flight Simulation of Parachute Deployment Dynamics of Viking Qualification Flight Tests. Hampton, Va. Septiembre, 1973. NASA TN D-7415.

WOLF, Dean. Y BEHR, Vence. Development of an 80'-Diameter Ribbon Drogue Parachute for the NASA X-38 Vehicle. Boston, Massachusetts. Mayo, 2001. 16th Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference & Seminar. AIAA 2001-2042. 11 p.

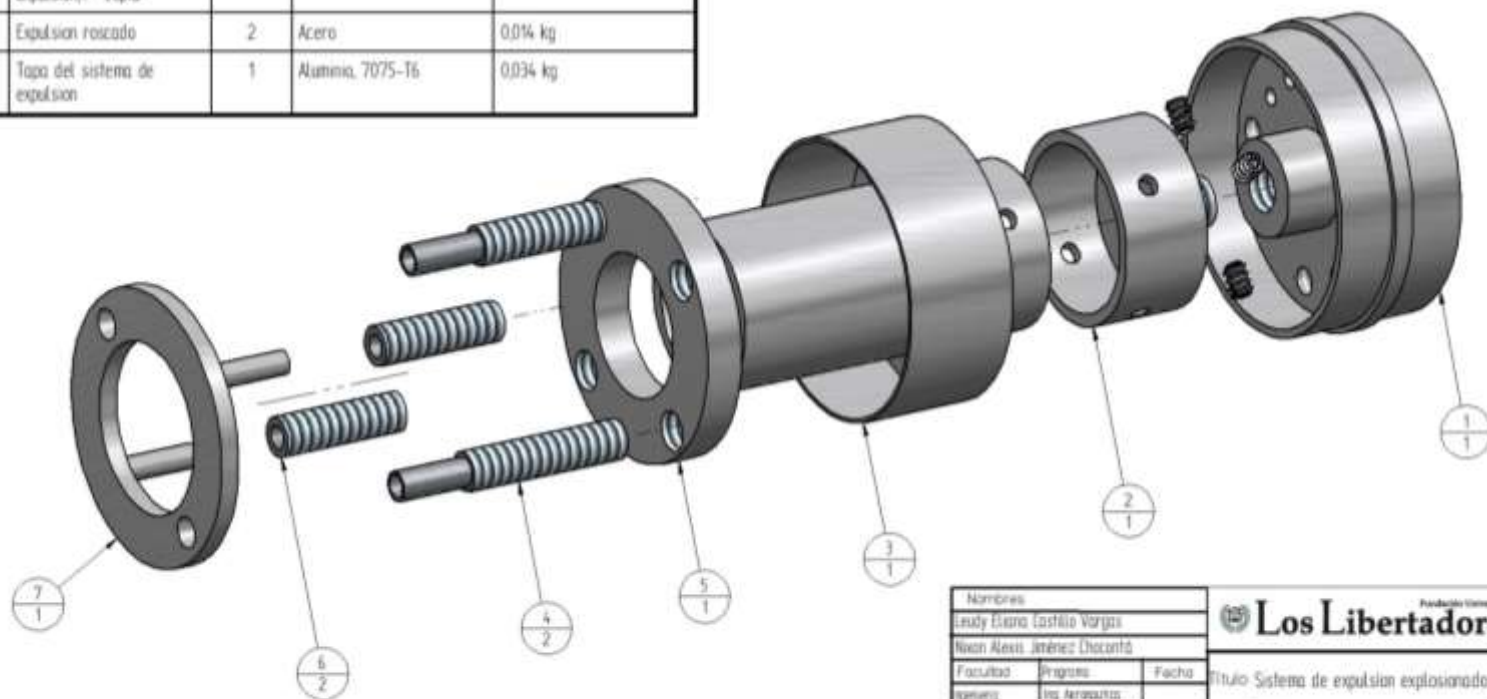
WRIGHT, Samuel. Advances Fluid-Structure Interaction Techniques for Modeling Ringsail Parachutes. Houston, Texas. Abril, 2010. 24 p.

ANEXOS

ANEXO A.

Planos del sistema de expulsión.

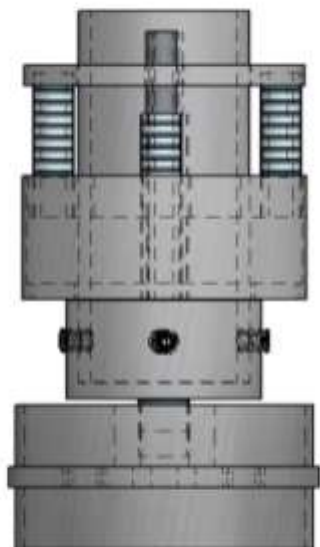
Número de elemento	Nombre archivo (sin extensión)	Cantidad	Material	Masa (Artículo)
1	Unión entre el sistema de expulsión y cohete	1	Aluminio, 7075-T6	0,115 kg
2	Tapo inferior de la cámara	1	Aluminio, 7075-T6	0,048 kg
3	Cámara del sistema de expulsión,1	1	Aluminio, 7075-T6	0,130 kg
4	Expulsores	2	Acero	0,020 kg
5	Cámara del sistema de expulsión,1 - copia	1	Aluminio, 7075-T6	0,064 kg
6	Expulsión roscado	2	Acero	0,014 kg
7	Tapo del sistema de expulsión	1	Aluminio, 7075-T6	0,034 kg



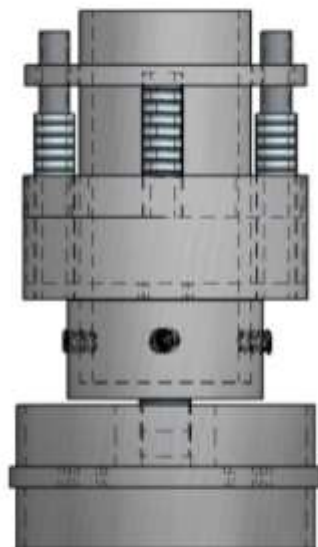
Nombres			Producción Universitaria	
Luisy Eliana Castaño Vargas			Los Libertadores	
Nixon Alexis Jiménez Chocante				
Facultad	Programa	Fecha	Título Sistema de expulsión explosionado	
Ingeniería	Ing. Aeroespacial			
Sección: Indicación con líneas cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y ± 1				
A3			Plano 1	Rev
Escala: 1:1			Peso	Foja 1 de 8



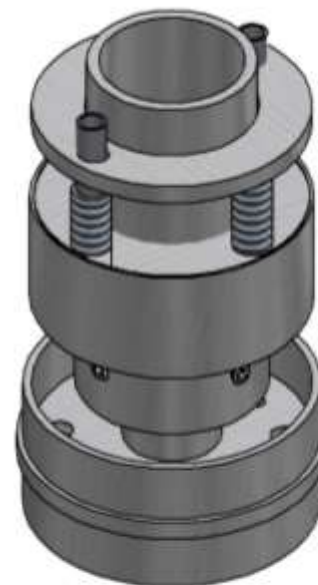
1:1



1:1

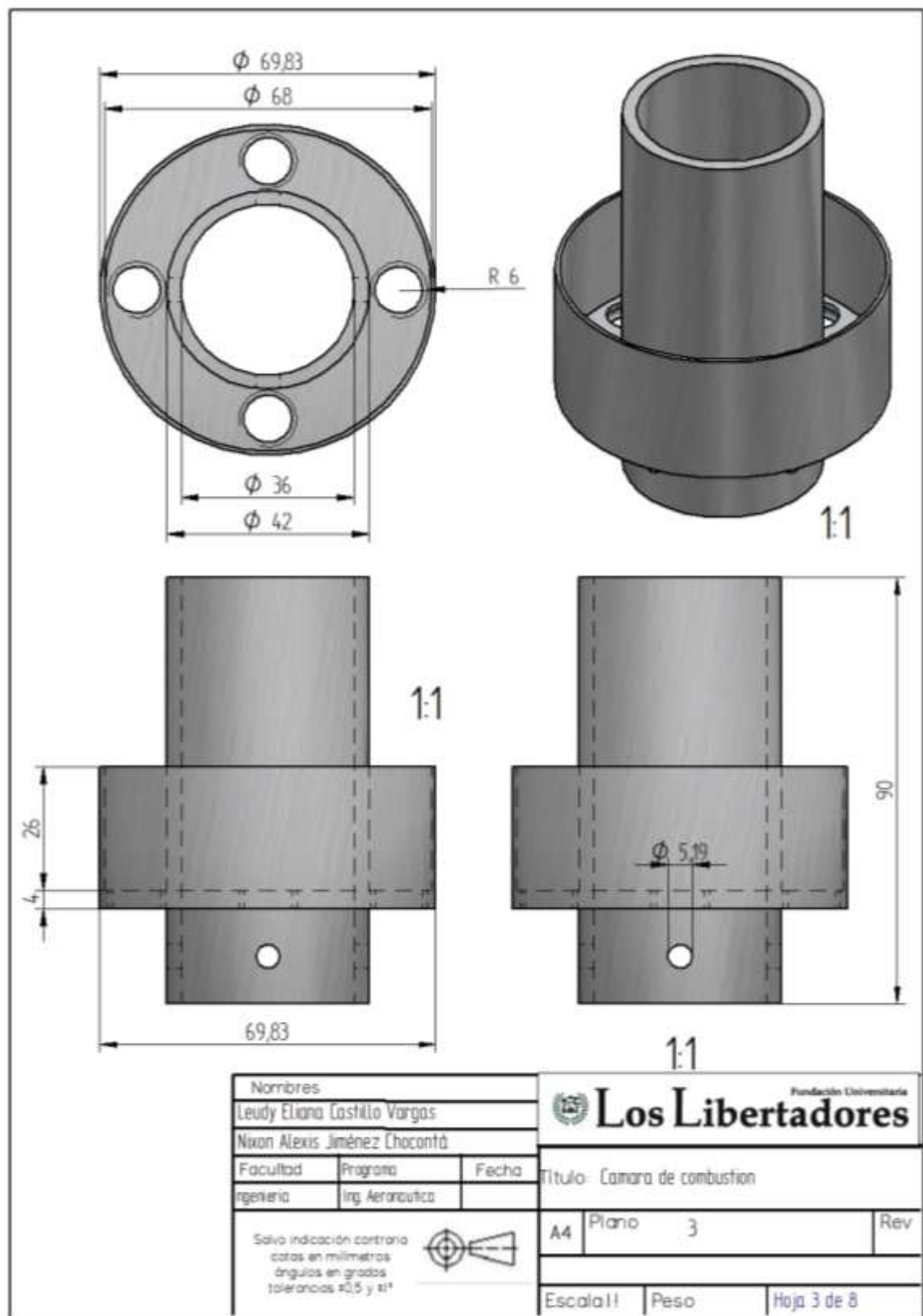


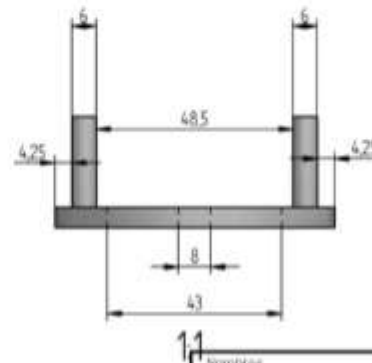
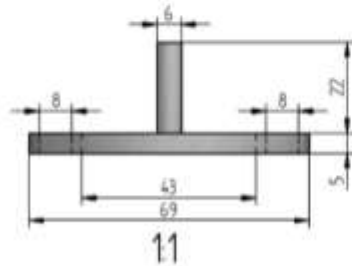
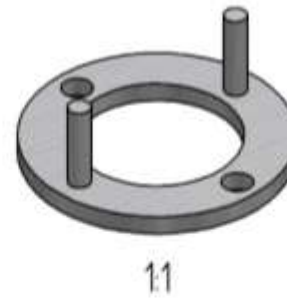
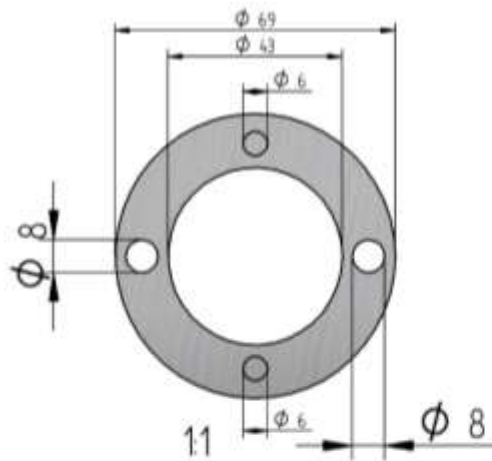
1:1



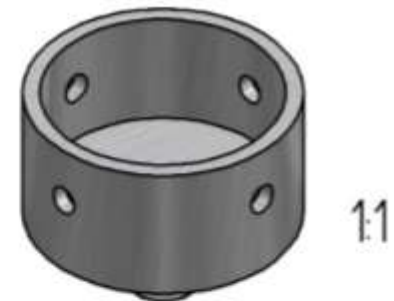
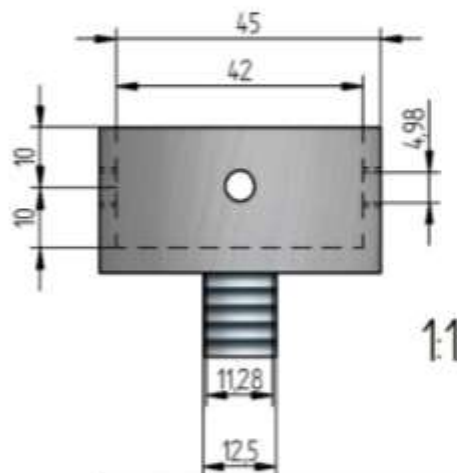
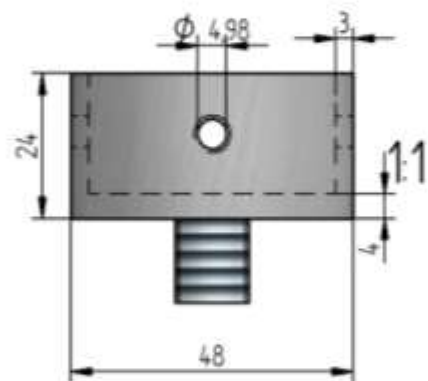
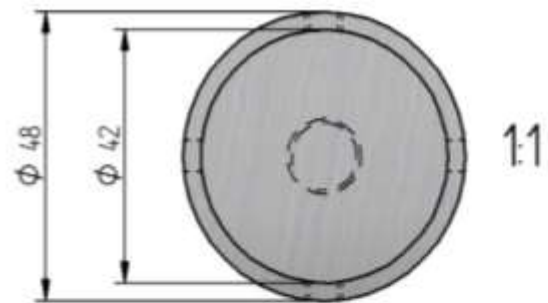
1:1

Nombres			 Los Libertadores		
Luisy Eliana Castillo Vargas					
Nicol Alexander Jiménez Chocante					
Facultad	Programa	Fecha	Título: Sistema de expulsión		
Ingeniería	Ing. Aeroespacial				
Se da indicación contraria solo en milímetros ángulos en grados tolerancias AS2 y 17					
A3		Plano	2	Rev	
Escala 1:1		Peso	Hojas 2 de 8		

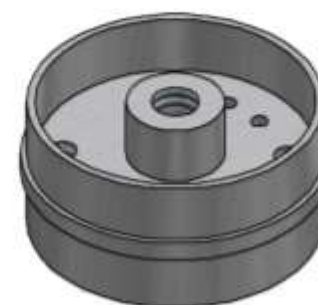
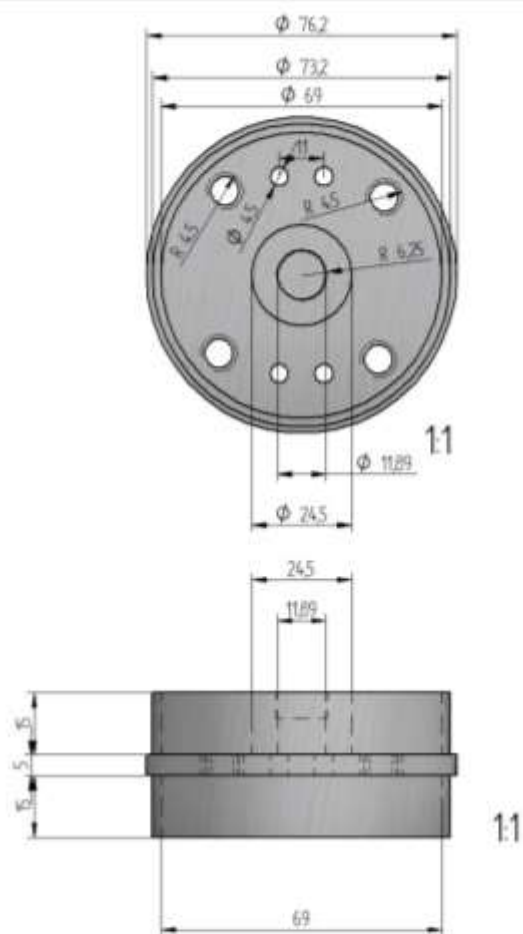




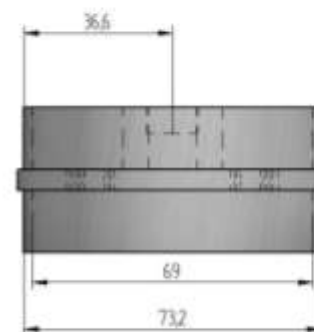
Nombres: Andy Diana Castaño Vargas Nilsen Alexs. Jiménez Chacón			Fundación Universitaria Los Libertadores	
Facultad:	Programa:	Fecha:	Título: Tapa inyectora	
Asignatura:	Ing. Aeroespacial			
Solo indicación con línea cota en milímetros ángulos en grados tolerancias AS12 y 12°			A3 Plano 4 Rev	
Escala: 1:1			Peso:	Hoja 4 de 8




Nombres			 Los Libertadores Fundación Universitaria		
Leidy Eliana Castillo Vargas					
Nixon Alexis Jiménez Chocantá			Título Tapa contenedora de la cámara		
Facultad	Programa	Fecha			
Ingeniería	Ing. Aeronáutica				
<p>Salvo indicación contraria cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias ± 0.5 y H^k</p> 			A4	Plano 5	Rev
			Escala 1:1	Peso	Hoja 5 de 8

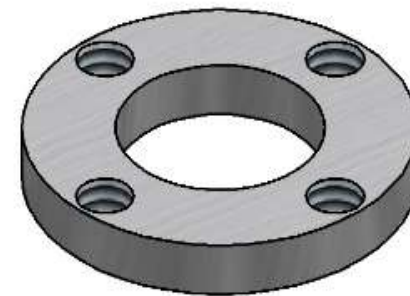
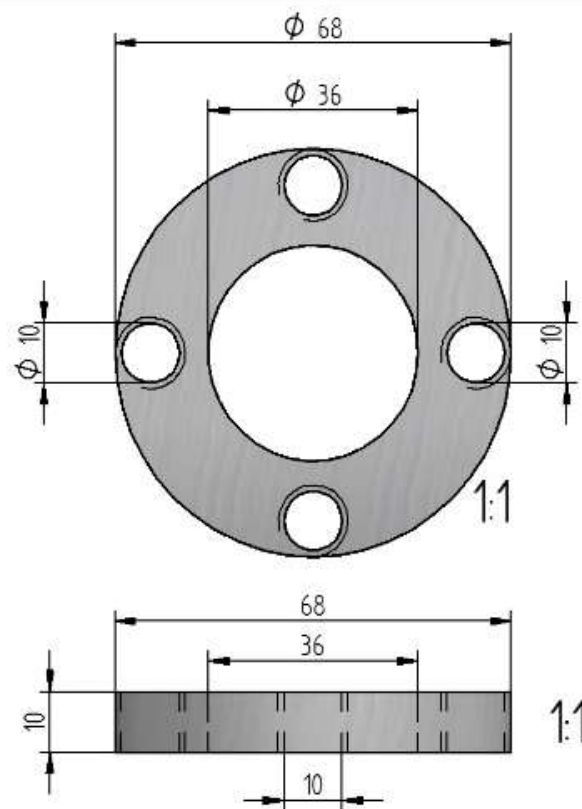


1:1



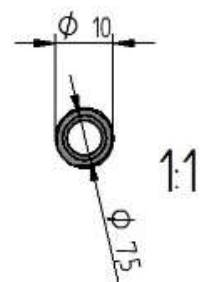
1:1

Nombres			Producción Universitaria		
Leidy Elvira Castillo Vargas			 Los Libertadores		
Nixon Alexis Jiménez Chocantó					
Facultad	Programa	Fecha	Título: Unión entre sistema de expulsión y cuerpo de cohete		
Ingeniería	Ing. Aeroespacial				
Se da indicación con líneas cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias H7/g6 y H8/g7					
			A3	Plano 6	Rev
			Escalado 1	Peso	Pág 6 de 8

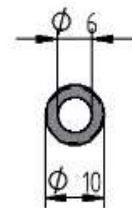
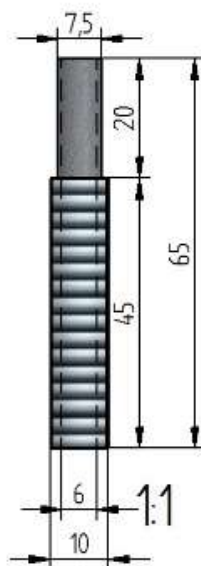


1:1

Nombres			Fundación Universitaria	
Leudy Eliana Castillo Vargas			Los Libertadores	
Nixon Alexis Jiménez Llorentá				
Facultad	Programa	Fecha	Título: Tapa de la cámara de combustión	
Ingeniería	Ing. Aeronáutica			
Salvo indicación contraria: cotos en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$				
			A4 Plano 7 Rev	
Escala: 1:1		Peso	Hoja 7 de 8	



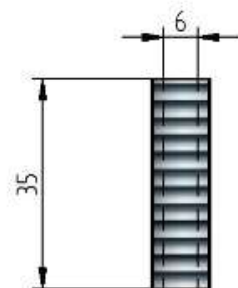
1:1 X2



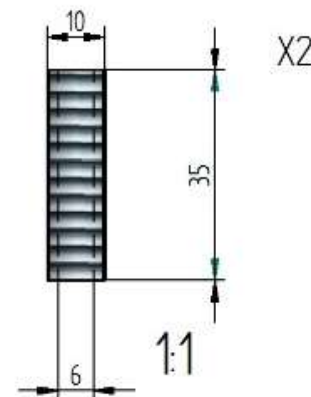
1:1



1:1



1:1



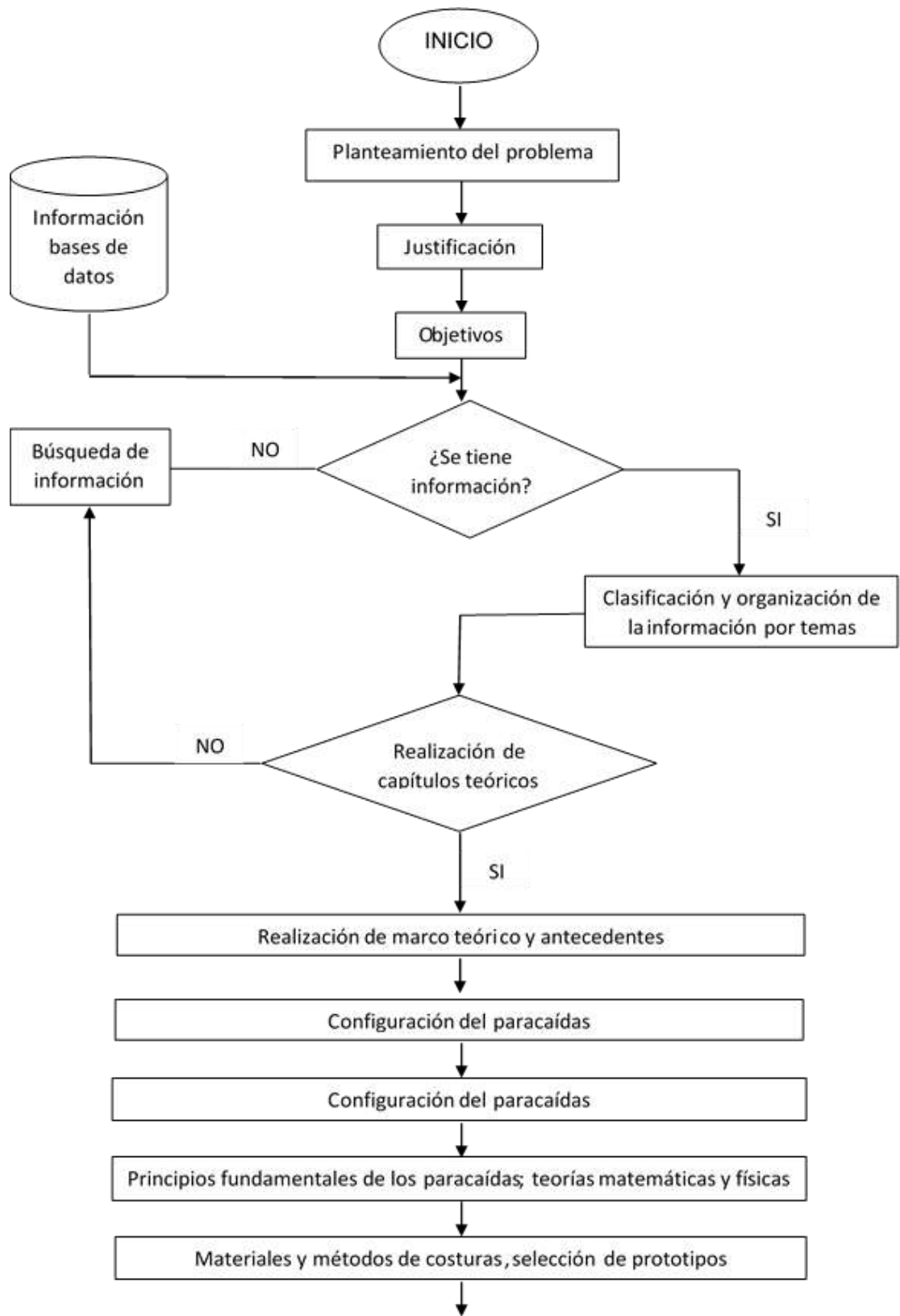
1:1

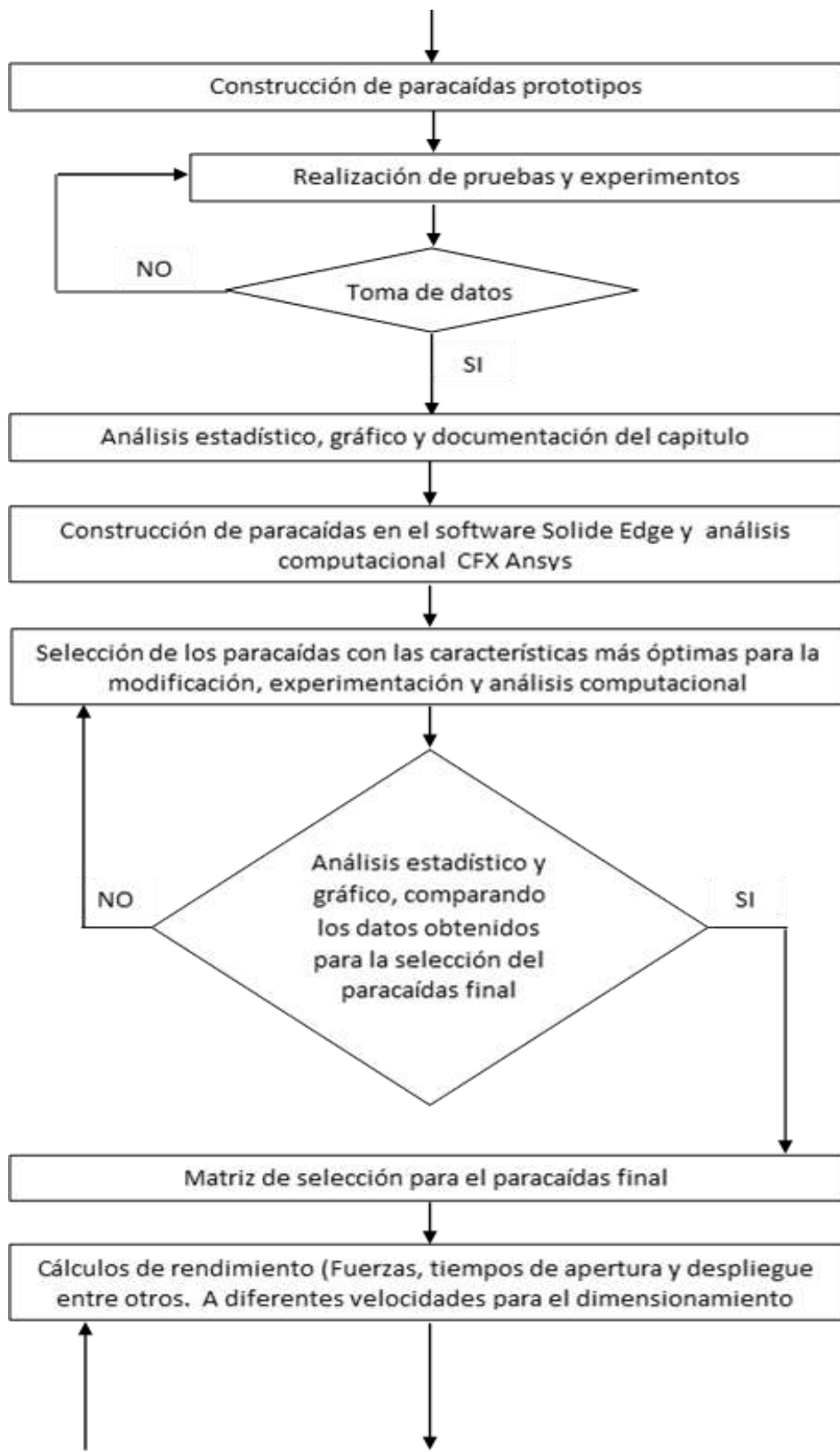
Nombres			Fundación Universitaria		
Leidy Eliana Castillo Vargas			Los Libertadores		
Nixon Alexis Jiménez Chocantá					
Facultad	Programa	Fecha	Título: Expulsores y Sujetadores		
Ingeniería	Ing. Aeronáutica				
Salvo indicación contraria: cotas en milímetros ángulos en grados tolerancias $\pm 0,5$ y ± 1					
			A4	Plano 8	Rev
Escala: 1:1		Peso	Hoja 8 de 8		

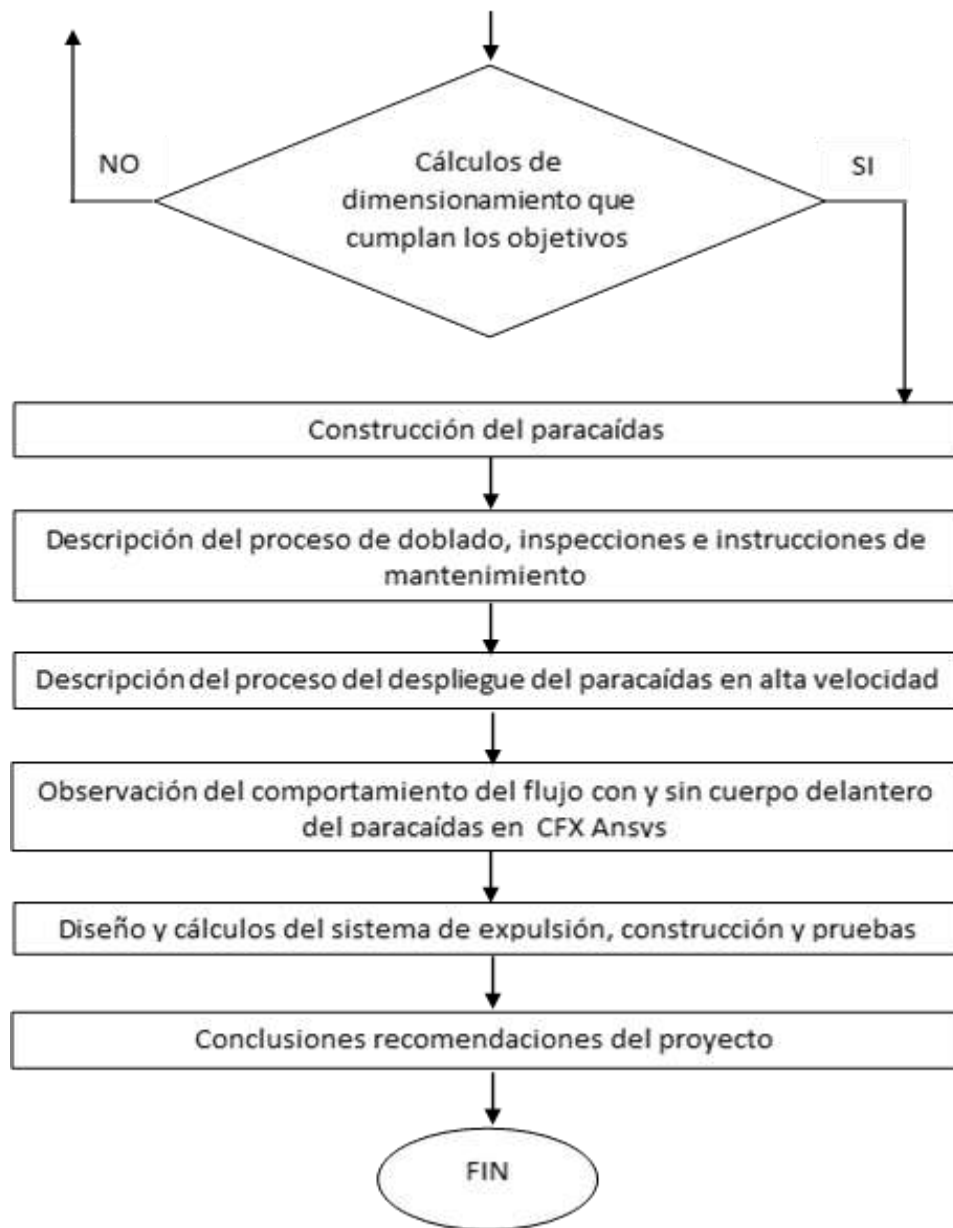
ANEXO B.

Diagrama de flujo.

(Metodología del Desarrollo del proyecto).







ANEXO C.

Fotografías de la experimentación en túnel de viento de la Full.

